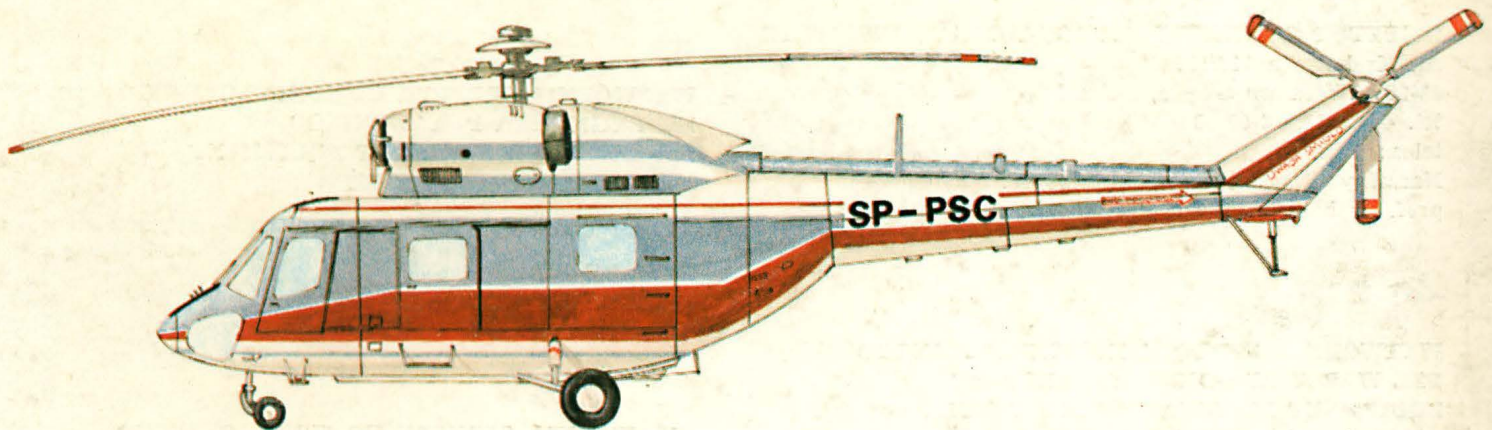
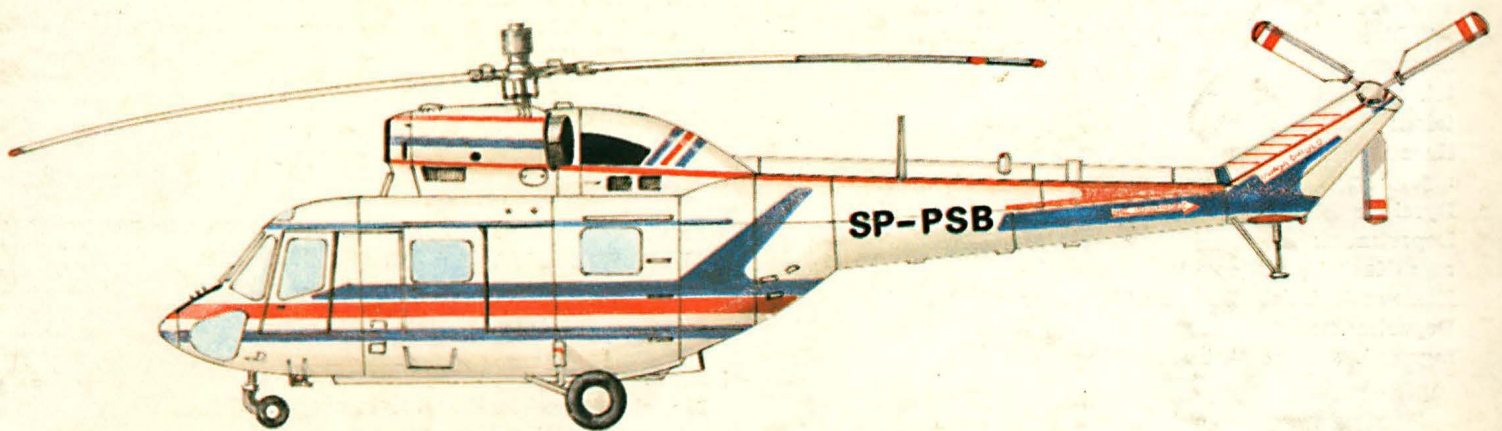


TECHNIKA

4-5'86

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 150,-
ISSN 0040-1145

MTP'86

WYDAWNICTWO SIGMA

Polskie zakłady lotnicze PZL/Polish Aviation Works PZL

ZRZESZENIE WYTWÓRCÓW SPRZĘTU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO PZL/ASSOCIATION OF AIRCRAFT AND ENGINE INDUSTRY

ul. Miodowa 5
00-251 Warszawa, Poland
tel. 26-14-41÷9
telex: 814-281
Przewodniczący/President:
mgr Tadeusz Ryczaj
Dyrektor Naczelny/General Manager:
mgr inż. Jan Stojanowicz

PEZETEL — PRZEDSIĘBIORSTWO HANDLU ZAGRANICZNEGO Spółka z ogr. odpow./FOREIGN TRADE ENTERPRISE Ltd.

Al. Stanów Zjednoczonych 61, 00-991 Warszawa 44
Skr. poczt./PO Box 6
tel. 10-80-01
telex: 813314 pzl. pl.
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Jerzy Krężlewicz
Dyrektor Biura Sprzętu Lotniczego/Manager Aviation
Department:
mgr Kazimierz Niepsuj
Kierownik Działu Reklamy/Manager of Publicity
Department:
mgr inż. Janusz Matuszewski

INSTYTUT LOTNICTWA/AERONAUTICAL INSTITUTE

Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-11, 46-09-93
telex: 813537
Naczelny Dyrektor/General Manager:
prof. dr hab. inż. Zbigniew Dzygadlo

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-WARSZAWA-OKĘCIE/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-31, 46-11-73
telex: 814649
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jerzy Milczarek

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-WARSZAWA II/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Grochowska 306/310
03-840 Warszawa, Poland
tel. 10-20-01, 10-23-62
telex: 013739
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Jan Janicki

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-MIELEC/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-300 Mielec, Poland
tel. 7000
telex: 0632293
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Tadeusz Ryczaj

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-RZESZÓW/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, Poland
skr. poczt./PO Box 340
tel. 46 100, 46 200
telex: 0632411
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Józef Rokoszak

PRZEDSIĘBIORSTWO DOŚWIADCZALNO-PRODUKCYJNE SZYBOWNICTWA PZL-BIELSKO/GLIDER WORKS

ul. Cieszyńska 325
43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 256-21
telex: 935259
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jerzy Cieśla

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO IM. ZYGMUNTA PUŁAWSKIEGO PZL-SWIDNIK/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

21-040 Swidnik, Poland
tel. 120-61, 120-71
telex: 0642301
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Andrzej Zeh

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KALISZ/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Częstochowska 140
62-800 Kalisz, Poland
tel. 773-51
telex: 0462231
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Antoni Kolano

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KROSNO/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

38-400 Krosno n. Wisłokiem, lotnisko
tel. 229-11
telex: 065236
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Jan Czarnecki



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI KWIECIEŃ-MAJ 1986

TECHNIKA

4-5'86

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA



Mgr JERZY KRĘŻLEWICZ M. Sc.
Naczelnny Dyrektor/General Manager

15 lat PEZETEL

15 years of PEZETEL

Przemysł lotniczy i silnikowy jest jednym z najsilniejszych ugrupowań przemysłowych Polski. W zakładach tego ugrupowania produkuje się szeroką gamę sprzętu lotniczego oraz szybkoobrotowe silniki wysokoprężne głównie małej i średniej mocy, a także elementy olejowej hydrauliki siłowej, pojazdy rekreacyjne i wiele innych wyrobów.

Ponad 60% produkcji tegoż przemysłu jest eksportowane przez Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego PEZETEL Sp. z o.o. do ponad 50 krajów na wszystkich kontynentach.

Spółka PEZETEL jest pełnym sukcesorem dotychczasowego PHZ Przemysłu Lotniczego PEZETEL zarówno w zakresie przyjętych zobowiązań, jak i realizacji wszystkich kontraktów.

Przedmiotem działania Spółki jest handel o zasięgu międzynarodowym, a więc eksport gotowych wyrobów, kooperacja i import: usług, consultingu, know-how, dokumentacji i licencji, montażu, remontów, szkolenia, jak również zaspokojenie innych potrzeb udziałowców i partnerów w zakresie niżej wymienionego asortymentu towarów:

- środki transportu lotniczego — samoloty, śmigłowce i szybowce,
- silniki lotnicze — tłokowe i turbinowe,
- osprzęt lotniczy (m.in. przyrządy pokładowe), silnikowy i płatowcowy,
- silniki wysokoprężne o mocy do 500 kW, turbosprężarki, aparatura paliwowa,
- elementy olejowej hydrauliki siłowej i pneumatyki do napędów i sterowania maszyn i urządzeń,
- motocykle, skutery, wózki elektryczne MELEX,
- usługi agrolotnicze,
- inne wyroby będące przedmiotem produkcji wspólników oraz:
- eksport usług technicznych — prace konstrukcyjne, badawczo-rozwojowe itp.,
- import sprzętu specjalistycznego dla branży silnikowej i lotniczej,
- pośrednictwo eksportowo-importowe w zakresie transakcji kompensacyjnych związanych z rozwojem branży silnikowej i lotniczej.

Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego PEZETEL Spółka z o.o. jest i będzie organizacją otwartą dla wszystkich inicjatyw partnerów krajowych i zagranicznych, którzy już z nami współpracują bądź wyrażą chęć współpracy.

Będziemy rozszerzać i umacniać istniejącą sieć naszych przedstawicielstw zagranicznych, stosując różne formy organizacyjne (w zależności od potrzeb i możliwości lokalnych) dla osiągnięcia podstawowego celu — poprawy obsługi handlowej i posprzedażnej.

Organizacja wewnętrzna Spółki będzie stale dostosowywana do potrzeb naszych partnerów w kraju i za granicą, tak aby mogło być w pełni zrealizowane nadrzędne zadanie: PEZETEL wszędzie.

W 1988 r. minie sześćdziesiąta rocznica powstania Państwowych Zakładów Lotniczych (PZL). Przemysł lotniczy stymuluje rozwój wielu gałęzi gospodarki narodowej.

Najazd hitlerowski na Polskę przerwał rozwój wytwórni PZL. Po zakończeniu II wojny światowej, mimo ogromnych

The aircraft and engine industry is one of the most powerful industrial groups in Poland. Factories being members of this group manufacture a wide range of aircraft including components and equipment, high speed diesel engines, mainly of low and medium power rating, as well as components of hydraulic power systems, recreation vehicles and many other products.

Over 60% of production of this industry is exported, through the Foreign Trade Enterprise PEZETEL Ltd., to more than 50 countries all over the world.

The PEZETEL Company is the only successor to the Aircraft Industry Foreign Trade Enterprise PEZETEL, which existed hitherto, and took over all the activity of the predecessor both within the scope of undertaken obligations and execution of all contracts.

The Company acts within the area of international trade, i.e. is engaged in export, import and co-operation within the scope of: finished products, services, consulting, know-how, technical specifications and licences, assembly and repair work and training; it provides for the needs of its participants and partners within the following range of goods:

- air transport means, i.e. aeroplanes, helicopters and gliders,
- aircraft engines, of the piston and turbine types,
- equipment for aircraft (e.g. board instruments), engines and airframes,
- diesel engines of up to 500 kW power rating, turbo-compressors, fuel supply and injection equipment,
- components of power hydraulic and pneumatic systems for driving and control of machinery and equipment,
- motorcycles, scooters, battery — electric vehicles MELEX,
- agricultural air services,
- other products supplied by the participants; the Company deals also with:
- exports of engineering services such as design, research and development work etc.,
- imports of specialistic equipment for aircraft and engine industry,
- export and import go-between activity within the scope of compensated transactions related to development of the aircraft and engine industry.

The Foreign Trade Enterprise PEZETEL Ltd. is, and will be, an organization open for all initiatives of both home and foreign partners who have already been co-operating with us or who express their will to enter into such collaboration.

We shall expand and strengthen the existing network of our foreign agencies, with employing various organizational forms (depending on local needs and possibilities) to achieve our basic target i.e. to perfect our trade and post-sale services.

The internal organization system in our Company will be permanently kept flexible to follow the needs of our home and foreign partners so that our superior task —

zniszczeń całego kraju i ofiar w ludziach, szybko przystąpiono do odbudowy polskiego przemysłu lotniczego. Wznowiono produkcję samolotów i szybowców; przy pomocy specjalistów radzieckich uruchomiono produkcję śmigłowców. I już wkrótce wiele polskich konstrukcji zdobyło sobie uznanie w świecie.

Radziecka pomoc w odbudowie i rozbudowie polskiego przemysłu lotniczego była podstawą do dalszej ścisłej współpracy przemysłu lotniczego Polski i ZSRR.

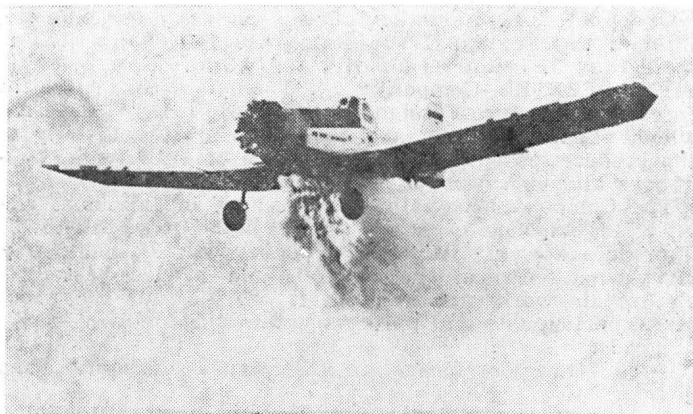
Rozwój polskiego przemysłu lotniczego po II wojnie światowej był dynamiczny. Olbrzymi dorobek myśli naukowo-technicznej, silna baza technologiczno-produkcyjna złożyły się na wysoką pozycję polskiego przemysłu lotniczego w skali międzynarodowej. Było to podstawą pogłębienia specjalizacji w produkcji i rozszerzenia współpracy międzynarodowej głównie w RWPG.

Na XXV Sesji Wykonawczej RWPG uznano naszą specjalizację w produkcji lekkich śmigłowców i samolotów rolniczych.

Polski przemysł lotniczy jest dzisiaj potentatem w produkcji sprzętu lotniczego dla rolnictwa i w tej dziedzinie zajmuje II miejsce na świecie po USA. Obecnie co szósty samolot wykonujący usługi dla rolnictwa pochodzi z polskich wytwórni i nosi znak PZL. Znane są samoloty dla rolnictwa: PZL-101 Gawron, PZL-106 Kruk czy PZL-M18 Dromader.

Należy podkreślić, że ekipy pilotów i mechaników ze znakami PEZETEL wykonują odpowiednie zabiegi nad uprawami rolniczymi w krajach Europy i Bliskiego Wschodu oraz Afryki. Są to doskonałe poligony doświadczalne dla nowego sprzętu.

Produkcja śmigłowców należy zapewne do najtrudniejszych dziedzin inżynierii lotniczej. Świadczy o tym fakt, że tylko 7 państw produkuje je seryjnie. W ich gronie znajduje się Polska, zajmując czwartą pozycję w ilości produkowanych śmigłowców.



Rys. Rolniczy PZL-M18 Dromader w wersji pożarniczej/The PZL-M18 Dromader ag-plane in fire-fighting version.
Fot. L. Zieliński

Produkowany obecnie śmigłowiec Mi-2 eksploatowany jest w różnorodnych warunkach atmosferycznych od Antarktydy po Biegun Północny.

Przygotowany do produkcji seryjnej nowy śmigłowiec PZL-Sokół z pewnością cieszyć się będzie równie dobrą opinią jak Mi-2.

Szczególnym sentymentem Polacy obdarzyli szybowce. Być może dlatego, że te maszyny bez napędu własnego pozwalają realizować marzenia Ikarą, aby wzbijać się jak najdalej, jak najwyżej ... aż do słońca. I rzeczywiście polscy piloci są autorami wielu rekordów ustanowionych na polskich szybowcach, posiadaczami diamentowych odznak szybowcowych i zdobywcami licznych tytułów mistrzowskich. Pod względem wielkości produkcji szybowców polski przemysł lotniczy zajmuje II miejsce na świecie, po RFN.

Nowym etapem rozwoju przemysłu lotniczego jest udział wytwórni PZL w produkcji elementów aerobusu Il-86. Zarówno rozmiary tych zespołów jak i ich rozwiązanie konstrukcyjne wymagały radykalnych zmian w wyposażeniu produkcyjnym i opanowaniu nowych technologii. Wytwórnie PZL produkują kompletne usterzenie (pionowe i poziome) do tego aerobusu, wsięgniki silników, elementy mechanizacji skrzydeł, mechanizmy śrubowe. Przy produkcji tych elementów zastosowano wiele nowych tworzyw i materiałów konstrukcyjnych, które wymagają zmodyfikowanych technologii. Zastosowanie np. tytanu wymagało opanowania nowych technologii w obróbce spawaniem, ku-

ca. na s. 3

PEZETEL everywhere — could be fully performed.

In 1988, the sixtieth anniversary of foundation of the State Aircraft Works PZL will have passed. The aircraft industry stimulates development of many branches of national economy.

The nazi inroad into Poland interrupted development of the PZL Works. After the end of the world war II, in spite of tremendous damage to the entire country and heavy casualties, restoration of the Polish aircraft industry was started very soon. Production of aeroplanes and gliders was resumed; assistance of Soviet specialists contributed to starting up production of helicopters; and it took not much time for Polish designs to find approval in the world.

The Soviet assistance in restoration and development of the Polish aircraft industry was a ground for further close co-operation between Polish and Soviet aircraft industries.

After the world war II, the Polish aircraft industry developed dynamically. Great achievements of the scientific and engineering thought, together with strong manufacturing and production basis, contributed to the high rank of the Polish aircraft industry in international scale. This made the ground to increase the degree of specialization in production and to expand international co-operation, in particular among the CMEA countries.

Our specialization in manufacturing of light helicopters and ag-planes was officially confirmed at the 25th Session of the CMEA Executive Council.

At present, the Polish aircraft industry is a potentate in production of agricultural aircraft and equipment and holds the second place after the USA in the world list of manufactures in this area. Every sixth aeroplane used now to render agricultural services comes from Polish factories and is marked with the PZL symbol. PZL-101 Gawron, PZL-106 Kruk or PZL-M18 Dromader are well-known agricultural aeroplanes.

It is to be stressed that teams of pilots and engineers bearing the PEZETEL marks perform appropriate operations over farms in countries of Europe, Middle East and Africa. These areas are excellent testing fields for newly developed aircraft and equipment.

Production of helicopters is undoubtedly one of the most difficult areas in the aeronautical engineering. This is best manifested by the fact that only 7 countries manufacture them in lots. The list of these countries includes also Poland which holds the fourth place as regards the amount of helicopters being manufactured.

The Mi-2 helicopter being now in production is operated in various climatic conditions and zones from Antarctica to the North Pole.

The new PZL-Sokół helicopter, just being prepared to lot production, will undoubtedly enjoy as good reputation as the Mi-2.

Poles are especially fond of gliders. May be, this is because the fact that these unpowered machines allow to realize the Icarus's dream to soar as far and as high as possible, up to the sun... And sure enough, Polish pilots set up many records on Polish gliders and are holders of diamond glider badges and numerous champion's titles. The Polish aircraft industry occupies the second place after the Federal Republic of Germany in the world list of glider manufactures.

A new stage in development of the aircraft industry is participation of PZL manufacturing plants in production of components for the Il-86 airbus. Both size and design of these assemblies required to introduce radical changes in production equipment and to master new manufacturing methods. PZL factories make complete control surfaces (i.e. vertical tail unit and tail plane) for this airbus, engine pylons, components for high-lift devices, screw gears. A number of new plastics and other design materials which require modified manufacturing methods to be employed, have been used for this production. As an example, the application of titanium required to master new welding, forging and casting methods. The share of the Polish aircraft industry in production of the Il-86 airbus amounts to ca. 16%.

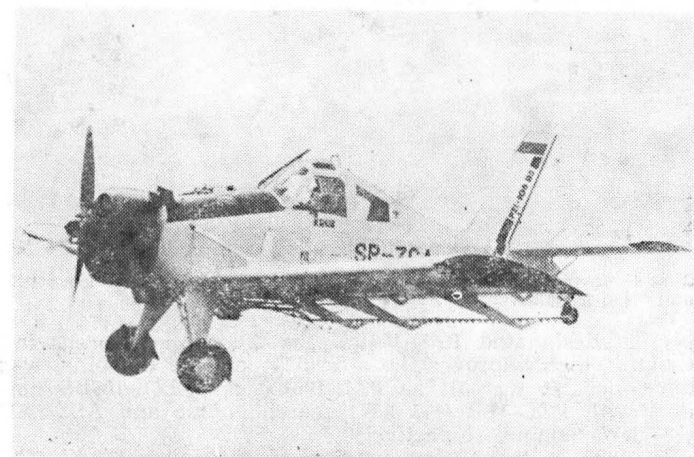
Specialization of production within CMEA and, in particular, co-operation with the Soviet Union, made a good ground for development of the Polish aircraft industry which supplies over 90% of its products to foreign custo-

Polski przemysł lotniczy u progu nowej 5-latki

Polish aircraft industry at the beginning of the new 5-year plan

Sytuacja kryzysowa pierwszej połowy lat osiemdziesiątych nie miała większego wpływu na działalność polskiego przemysłu lotniczego. Były prowadzone dość intensywnie prace prototypowe oraz rozwojowe nad typami wcześniej zbudowanymi, a produkcja seryjna stale utrzymywała się na wysokim poziomie.

Głównymi kierunkami działalności była, jest i będzie w najbliższych latach produkcja samolotów wielozadaniowych i lokalnego transportu (An-2, An-28), samolotów rolniczych (An-2R, Kruk, Dromader), lekkich samolotów wielozadaniowych (Wilga) oraz samolotów szkolnych i szkoleniowo-treningowych (Koliber, Orlik), śmigłowców wielozadaniowych oraz szybowców. Ponadto przemysł ten zajmuje się produkcją kooperacyjną przy aerobusie Il-86 oraz produkcją silników lotniczych i wyposażenia lotniczego.



Rys. 1. Rolniczy PZL-106BS Kruk/The PZL-106BS Kruk ag-plane.
Fot. L. Zielaskowski

cd. ze s. 2

ziennej, czy w odlewnictwie. Udział polskiego przemysłu lotniczego w produkcji aerobusu Il-86 wynosi ok. 16%.

Specjalizacja produkcji w RWPG, a zwłaszcza współpraca ze Związkiem Radzieckim, były podstawą rozwoju polskiego przemysłu lotniczego, który ponad 90% swoich wyrobów produkuje dla odbiorców zagranicznych. Rozwój polskiego przemysłu lotniczego wykazał potrzebę istnienia wyspecjalizowanego przedsiębiorstwa handlu zagranicznego, jakim jest PEZETEL Spółka z o.o.

W ciągu 15-letniej działalności handlowej PEZETEL jego obroty systematycznie rosły — eksport wzrósł ponad 6-krotnie, a import ponad 3-krotnie. Znak firmowy PEZETEL znany jest dzisiaj na wszystkich kontynentach. Najważniejszą grupą asortymentową w obrotach handlowych PEZETEL jest sprzęt lotniczy, który eksportowany jest do ponad 50 krajów. Warto też wspomnieć, że ponad 100 samolotów i śmigłowców wykonuje stale za granicą usługi agrolotnicze.

Dynamiczny rozwój naszego eksportu to efekt ciągłego wzrostu produkcji w wytwórnich sprzętu lotniczego, jak i ustawicznego wprowadzania nowych konstrukcji i nowocześniejszych technologii. To także rezultat stałego doskonalenia form obsługi klientów PEZETEL, właściwego serwisu posprzedażnego, usprawniania organizacji pracy i działania sieci sprzedaży, odpowiedniej działalności akwizycyjnej i promocyjnej. Wysoko kwalifikowani specjaliści oraz sprawne zaopatrzenie użytkownika w odpowiednie części zamienne gwarantują bezawaryjną eksploatację dostarczanego sprzętu. Dostosowana zawsze do potrzeb rynku i klienta obsługa techniczna dostarczonych wyrobów jest dewizą handlową PEZETEL. Pomyślnie rozwijający się eksport wyrobów i usług stymuluje działanie istniejącej sieci sprzedaży i jej dalszy rozwój.

The crisis situation which developed in the early part of 1980's did not substantially affect the activity of the Polish aircraft industry. Work at prototypes as well as development of aircraft types built previously were continued quite intensively and the lot production was still maintained at high level.

The activity was, is, and is planned to be for the years to come, focussed mainly on production of multipurpose short-range aircraft (An-2, An-28), ag-planes (An-2R, Kruk, Dromader), light multipurpose aircraft (Wilga), primary and advanced training aeroplanes (Koliber, Orlik), multipurpose helicopters, and gliders. Moreover, the aircraft industry is engaged, as a co-operating party, in production of the Il-86 airbus and manufacturing of aircraft engines and equipment.

The highest output, reaching up to several hundreds a year, is achieved in production of Mi-2 helicopters and An-2 aeroplanes. The An-2 is being gradually superseded by the An-28 aircraft. The aeroplanes and helicopters being in production include, in great percentage, their agricultural versions.

For the recent 40 years, the Polish aircraft industry has manufactured ca. 16 000 aeroplanes, over 6000 helicopters and 5000 gliders, i.e. 27 000 aircraft in total, and, besides, more than 50 000 aircraft engines. This industry employs approx. 86 000 workers on the average. About 90% of the products are assigned for export, in majority to the Soviet Union and, next in the quantity, to the CMEA countries, in particular to the GDR.

The Polish aircraft industry has got orders for the next 5 years.

Agricultural aeroplanes

Three developmental series (families) of ag-planes are made in Poland.

The An-2R has been built at PZL-Mielec since 1960. It can take 1250 kg of chemicals. It is still being manufac-

mers. This development became on of reasons for existance of a specialized foreign trade enterprise. Such as the PEZETEL Enterprise Ltd.

During the 15-years' trade activity of PEZETEL, the Company's turnover grew systematically: exports increased more than six times and imports exceeded a level three times as high as the initial figures. The PEZETEL trade mark is known at present on all the continents. The most important group of products PEZETEL deal with are aircraft and equipment, which are exported to more than 50 countries. It is also worth to mention that over 100 aeroplanes and helicopters are operated abroad to render agricultural air services.

The dynamic development of our export is and effect of both permanent increase in production of aircraft manufacturing plants and incessant introducing of new designs and up-to-date manufacturing methods. It results as well from constantly improved forms of service rendered to PEZETEL customers, including proper post-sale service, organization of work and functioning of the dealers' network, and appropriate canvassing and promotion activity.

Highly qualified specialists and efficiently functioning of supplying customers with necessary spare parts ensure troubleless operation of the purchased products. To secure technical service of the supplied products always concordant with market demand and customer's needs, is the leading rule of the PEZETEL's trade policy. The successfully developing exports of products and services stimulate functioning of the existing dealers' network and its further growth.

EO/1440/K/85



Rys. 2. Wielozadaniowy samolot PZL-104 Wilga 35/The PZL-104 Wilga 35 multi-purpose aircraft. Fot. A. Glass

Najbardziej masowa, wynosząca kilkaset sztuk rocznie, jest produkcja śmigłowców Mi-2 i samolotów An-2. Miejsce An-2 stopniowo zajmuje An-28. Bardzo duży procent produkowanych samolotów i śmigłowców jest w wersji rolniczej.

Polski przemysł lotniczy w ciągu ostatnich 40 lat wyprodukował ok. 16 tys. samolotów, ponad 6 tys. śmigłowców i 5 tys. szybowców, czyli 27 tys. statków powietrznych, a oprócz tego ponad 50 tys. silników lotniczych. Przemysł ten zatrudnia średnio ok. 86 tys. pracowników. Ok. 90% wyrobów przeznaczają się na eksport. Głównym odbiorcą sprzętu lotniczego jest Związek Radziecki, następnie pozostałe kraje RWPG, a zwłaszcza NRD.

Polski przemysł lotniczy ma zamówienia na główne swe wyroby na najbliższe 5 lat.

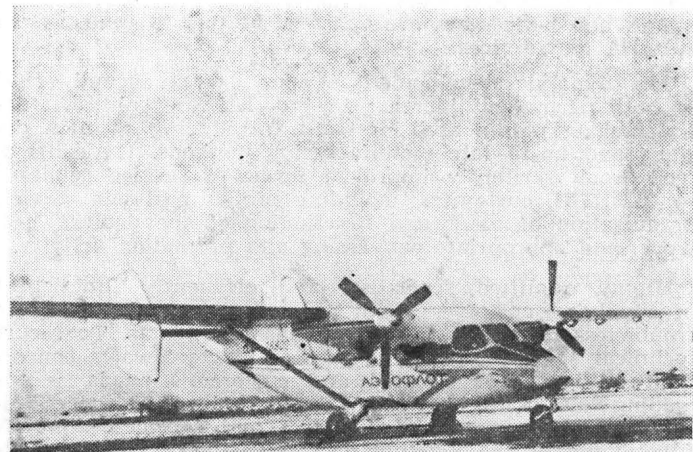
Samoloty rolnicze

W Polsce istnieją trzy linie rozwojowe (rodziny) samolotów rolniczych.

AN-2R jest budowany od 1960 r. w PZL-Mielec, zabiera 1350 kg środków chemicznych, w wersji rolniczej zbudowano już ok. 6000 egz. Samolot nadal jest w produkcji. Jest to światowy rekord w produkcji jednego typu samolotu rolniczego. Przewidywane jest zastąpienie go wersją turbośmigłową oznaczoną An-3.

PZL-M18 Dromader jest produkowany od 1978 r. w PZL-Mielec, zabiera 1350 kg środków chemicznych, jest używany często jako pożarniczy do gaszenia pożarów lasów. Wyprodukowano go ok. 300 szt. Znalazł on zastosowanie już w 16 krajach. Wersja z dodatkowym miejscem dla mechanika nosi oznaczenie PZL-M18A. W próbach znajduje się prototyp jego odmiany **PZL-M21 Dromader-Mini** o ładunku chemicznym 1000 kg, a w budowie prototyp **PZL-M24 Dromader-Super** zabierający 1800 kg ładunku chemicznego, który ma mieć też wersję turbośmigłową.

PZL-106 Kruk jest produkowany od 1976 r. w PZL-Warszawa-Okęcie w wersji **PZL-106A** z silnikiem PZL-3S (441 kW), zabiera 1000 kg środków chemicznych. Zbudowano go 144 egz. Jest używany w Polsce, NRD oraz przez polskie lotnictwo rolnicze w Afryce. W 1982 r. powstała odmiana



Rys. 3. Samolot lokalnego transportu PZL An-28/The PZL An-28 commuter. Fot. L. Zielaskowski

tured. This makes a world record in production of a single type of an ag-plane (about 6000 built). It is planned to be superseded by a turbo-prop version designated An-3.

The **PZL-M18 Dromader** has been manufactured at PZL-Mielec since 1978. It is often used as a fire-fighting aircraft for forest fire extinguishing. The total number of the Dromaders having been manufactured reached the level of approx. 300. The Dromaders are already used in 16 countries. A version provided with an additional seat for an engineer is designated PZL-M18A. A prototype of a modified version of this aircraft, designated **PZL-M21 Dromader-Mini**, which can take 1000 kg of chemicals, is under tests, and another prototype, the **PZL-M24 Dromader-Super** of 1800 kg chemical load capacity, is being built; the latter is planned to be also made as a turbo-prop version.

The **PZL-106 Kruk** has been made at PZL-Warszawa-Okęcie since 1976. Its PZL-106A version with the PZL-3S (441 kW) engine can take 1000 kg of chemicals. The number of this version manufactured up to the present is 144. The Kruk are used in Poland, GDR, and, being operated by Polish agricultural air service, in Africa. In 1982, a new



Rys. 4. Szkolno-sportowy PZL-110 Koliber/The PZL-110 Koliber primary training aircraft. Fot. L. Zielaskowski

version designated **PZL-106B**, provided with a new wing design which improves the aircraft operation economy, was developed. It is built as **PZL-106BR** and **PZL-106BS** models with PZL-3SR (441 kW) geared engine and ASz-62IR (736 kW) engine, respectively.

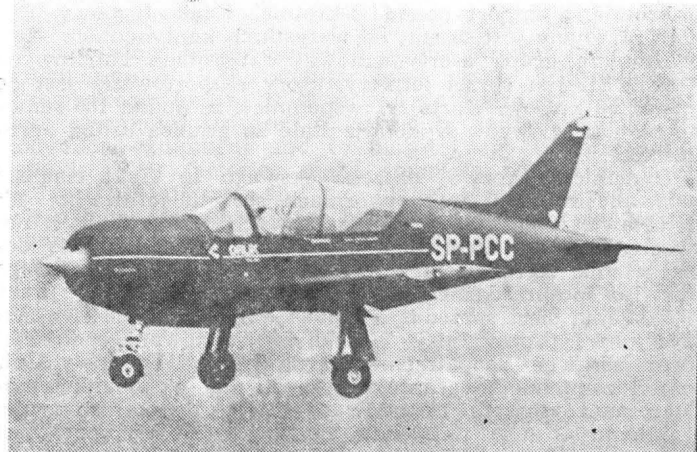
In 1985, a turbo-prop version of this aircraft, i.e. the **PZL-106BT** model, driven with the M-601 engine was flown for the first time. The Kruk BR, Kruk BS and Kruk BT models can take 1050 kg, 1200 kg and 1300 kg of chemicals, respectively. Up to the present, more than 165 Kruks in all versions were built.

The **PZL-140 Gąsior** is a design of a biplane fire-fighting version of the Kruk, adapted to carry 2000 kg of fire extinguishing agent.

Multipurpose aeroplanes

Two multipurpose aeroplanes, i.e. Wilga and An-2, are built in the PZL manufacturing plants.

The **PZL-104 Wilga** aircraft has been made at PZL-Warszawa-Okęcie since 1968 in the **Wilga 35** version and sin-



Rys. 5. Treningowy PZL-130 Orlik/The PZL-130 Orlik advanced trainer. Fot. L. Zielaskowski

PZL-106B z nowym skrzydłem, dającym wzrost ekonomiczności samolotu. Jest ona budowana w wersji **PZL-106BR** z silnikiem reduktorowym PZL-3SR (441 kW) lub w wersji **PZL-106BS** z silnikiem ASz-62IR (736 kW). W 1985 r. wykonał pierwszy lot samolot w wersji turbośmigłowej **PZL-106BT** napędzany silnikiem M-601. Kruk BR zabiera 1050 kg środków chemicznych, Kruk BS 1200 kg, zaś Kruk BT 1300 kg. Dotychczas zbudowano ponad 165 samolotów Kruk wszystkich odmian.

PZL-140 Gąsior — to projekt dwupłatowej pożarniczej odmiany Kruka — zabierający 2000 kg ładunku gaśniczego.

Samoloty wielozadaniowe

Wytwornie PZL produkują dwa samoloty wielozadaniowe: Wilga i An-2.

PZL-104 Wilga jest produkowana od 1963 r. w PZL-Warszawa-Okęcie w wersji **Wilga 35**, a od 1980 r. ponadto w wersji **Wilga 80** spełniającej wymagania amerykańskich przepisów FAR. Wilga jest aeroklubowym samolotem wielozadaniowym do holowania szybowców, skoków spadochronowych i lotów nawigacyjnych. Wielokrotnie odnosiła sukcesy na międzynarodowych zawodach w precyzyjnym lataniu. Samolotów Wilga zbudowano ponad 800 szt. Są one używane w 20 krajach. W opracowaniu znajduje się projekt samolotu **Wilga 88**, który ma być następcą Wilgi 35.



Rys. 6. Śmigłowiec wielozadaniowy Mi-2/The Mi-2 multi-purpose helicopter

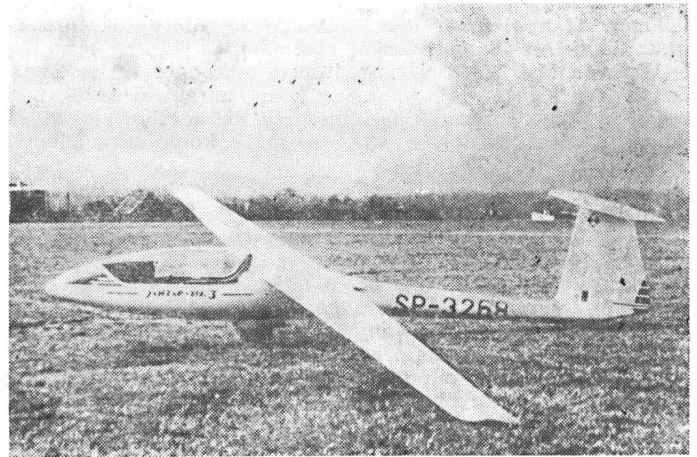
AN-2 jest samolotem wielozadaniowym lokalnego transportu budowanym w PZL-Mielec z licencji radzieckiej w wersjach: transportowej, transportowo-pasażerskiej, pasażerskiej, desantowej, geofizycznej, fotogrametrycznej, sanitarnej (oraz rolniczej An-2R omówionej już wcześniej). Od 1960 r. w Polsce zbudowano ok. 12 000 samolotów An-2 wszystkich wersji.

Samoloty pasażerskie

An-28. Od 1985 r. PZL-Mielec produkuje z radzieckiej



Rys. 7. Śmigłowiec PZL Sokół /The PZL Sokół helicopter.
Fot. L. Zielański



Rys. 8. Szybowiec SZD-48-3 Jantar Standard 3/The SZD-48-3 Jantar Standard 3 sailplane

ce 1980 the **Wilga 80** version, which meets requirements of the American regulations F.A.R., has been introduced. The Wilga is an aeroclub multipurpose aircraft used for glider towing, parachute jumping and navigation flights. It achieved many successes when starting in international competitions in precision flying. Over 800 Wilgas were made till now. They are used in 20 countries. A design of the Wilga 88 aircraft to be a successor of the former versions is being prepared.

The **An-2** is a multipurpose short-range aircraft manufactured at PZL-Mielec under Soviet licence in various versions such as: cargo transport, cargo-passenger, passenger, parachute jumping, geophysical survey, photogrammetric, ambulance (and agricultural version An-2R described previously). About 12 000 An-2 aeroplanes in all their versions have been built in Poland since 1960.

Passenger aeroplanes

An-28. Since 1985, the PZL-Mielec factory manufacture, under Soviet licence, 17-seat twin-engined short-range aeroplanes An-28 for Aeroflot purposes.

The PZL-Mielec factory supply, in co-operation with the Soviet Union, 16% of components for the Il-86 airbus and are planning to undertake production of components for the Il-96 airbus. 159 sets of elements to Il-86 were built in Mielec up to the end of 1985.

Primary and advanced training aeroplanes

The **PZL-110 Koliber** is a trainer designed for aeroclubs, manufactured at PZL-Warszawa-Okęcie. It is a licence version of a French aeroplane known as Rallye.

The **PZL-130 Orlik**, built at PZL-Warszawa-Okęcie in 1984, is an advanced trainer designed for training of jet aircraft pilots. It is driven by a piston engine. A version of this aircraft with a turbo-prop engine has also been developed. This aeroplane is intended both to be used in Poland and to be sold abroad.

Helicopters

Mi-2. For recent 20 years, the main product of PZL-Swidnik is a multipurpose 8-seat helicopter Mi-2 manufactured under Soviet licence. The Mi-2 is made in 24 versions, with the passenger and agricultural versions being supplied in the greatest quantities. More than 4000 Mi-2 helicopters have been built in total.

The **PZL Kania/Kitty Hawk** is a developmental version of the Mi-2, driven with Allison 250C-20 engines. This helicopter is assigned for export.

The **PZL Sokół** is a multipurpose helicopter with 12 passenger seats. It is manufactured on a production basis. Besides the passenger and cargo transport versions, it is also available as an ambulance and training models.

Glidern

The **SZD-48 Jantar Standard 3** is the sailplane manufactured by PZL-Bielsko in the greatest amount. Up to the present, over 660 Jantar Standard gliders have been built which are used in 18 countries. A version of this glider is the SZD-48-3 Brawo, but only three gliders of this type have been made as high-performance sailplanes.

The **SZD-42-2 Jantar 2B** is the open class sailplane. Up

licencji 17-miejscowe dwusilnikowe samoloty lokalnej komunikacji An-28 na potrzeby Aeroflotu.

Wytwornia PZL-Mielec produkuje w kooperacji ze Związkiem Radzieckim 16% elementów do aerobusu II-86, a zamierza podjąć produkcję elementów do aerobusu II-96. Do końca 1985 r. w Polsce wykonano 159 kompletów elementów do II-86.

Samoloty szkolne i treningowe

PZL-110 Koliber jest samolotem szkolnym dla aeroklubów produkowanym w PZL-Warszawa-Okęcie. Jest on licencyjną odmianą francuskiego samolotu Rallye.

PZL-130 Orlik zbudowany w 1984 r. w PZL-Warszawa-Okęcie jest samolotem szkolno-treningowym przeznaczonym do szkolenia pilotów samolotów odrzutowych. Napęd samolotu stanowi silnik tłokowy. Istnieje również wersja tego samolotu z silnikiem turbośmigłowym. Samolot jest przeznaczony na użytek krajowy i na eksport.

Śmigłowce

Mi-2. Od 20 lat głównym wyrobem PZL-Swidnik jest 8-miejscowy śmigłowiec wielozadaniowy Mi-2 produkowany z licencji radzieckiej. Mi-2 budowany jest w 24 wersjach, najczęściej w pasażerskiej i rolniczej. Zbudowano ponad 4000 Mi-2.

PZL Kania/Kitty Hawk jest wersją rozwojową Mi-2 napędzaną silnikami Allison 250C-20. Śmigłowiec przewidziany jest na eksport.

PZL Sokół to śmigłowiec wielozadaniowy zabierający 12 pasażerów. Śmigłowiec jest w produkcji seryjnej. Oprócz wersji pasażerskiej i transportowej ma on wersję sanitarną i szkolną.

Szybowce

SZD-48 Jantar Standard 3 jest najliczniej budowanym szybowcem przez PZL-Bielsko. Dotychczas zbudowano ponad 660 szybowców Jantar Standard, które są używane w 18 krajach. Odmianą tego szybowca jest SZD-48-3 Brawo, zbudowany tylko w trzech egzemplarzach jako szybowiec zawodniczy.

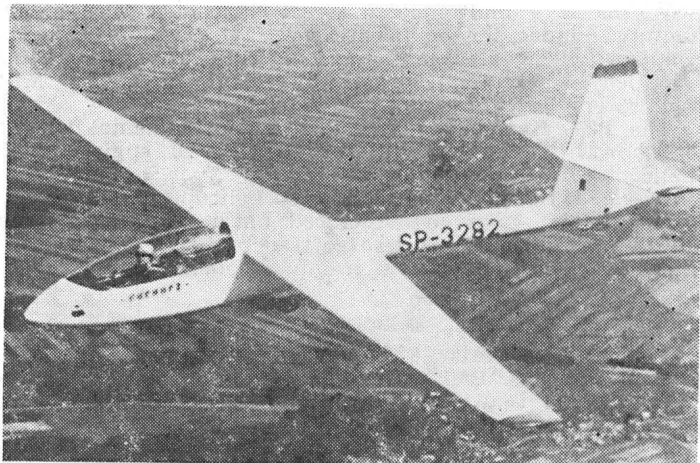
SZD-42-2 Jantar 2B jest szybowcem klasy otwartej. Dotychczas zbudowano 185 Jantarów tej klasy, w tym 103 Jantary 2B.

SZD-50 Puchacz — to dwumiejscowy laminatowy szybowiec szkolno-treningowy. Zbudowano go ponad 140 szt. Jest używany w 14 krajach.

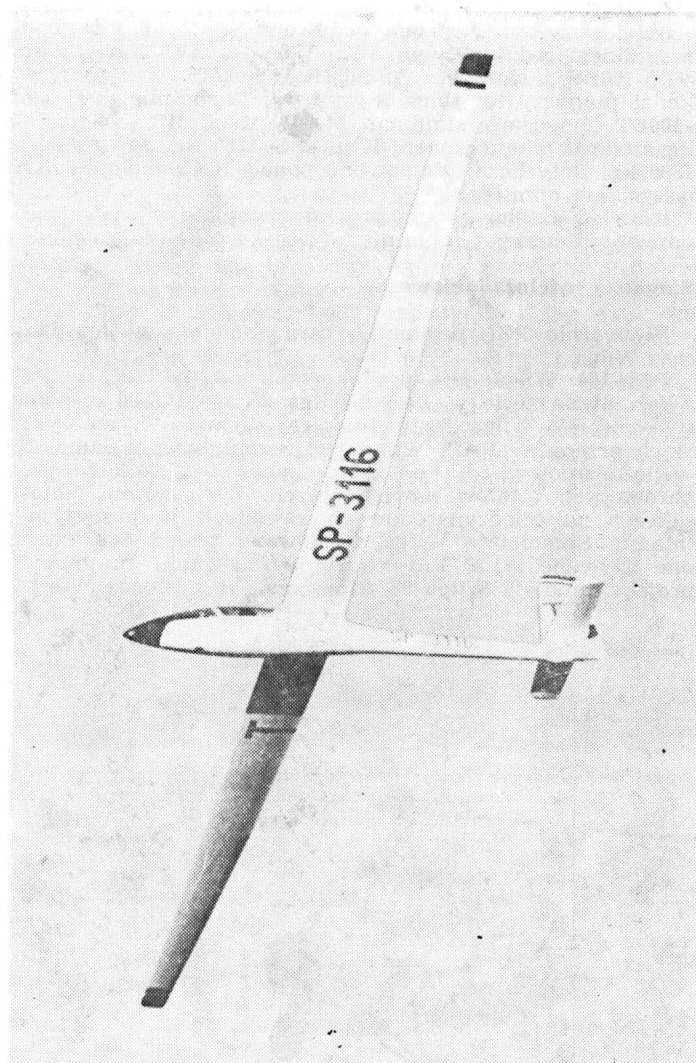
SZD-51 Junior — to laminatowy szybowiec klasy klubowej, produkowany od 1984 r. Zbudowano serię informacyjną.

PZL KR-03 Puchatek — to dwumiejscowy metalowy szybowiec szkolny budowany w PZL-Krosno. Jego prototyp wykonał pierwszy lot w 1985 r. Produkcja przewidziana od 1987 r.

ULS PW-2 Gapa — to jednomiejscowy laminatowy lekki szybowiec treningowy do taniego szkolenia i lotów rekreacyjnych, zbudowany na Politechnice Warszawskiej. Jego prototyp wykonał pierwszy lot w 1985 r. i był rozwinięciem szybowca ULS-PW z 1983 r. Gapa w 1986 r. wchodzi do produkcji.



Rys. 9. Szybowiec dwumiejscowy SZD-50 Puchacz/The SZD-50 Puchacz two-seat glider. Fot. L. Zielaskowski



Rys. 10. Szybowiec klasy otwartej SZD-42-2 Jantar 2B/The SZD-42-2 Jantar 2B open class sailplane

to present 185 Jantars of this class were built, including 103 Jantar 2B.

The **SZD-50 Puchacz** is a GRP two-seat advanced training glider. More than 140 such gliders have been built and are used in 14 countries.

The **SZD-51 Junior** is a GRP glider of the club class, and since 1984, when its production was commenced, a informational lot of this type have been made.

The **PZL KR-03 Puchatek** is a metal two-seat training glider being developed at PZL-Krosno. Its prototype was flown for the first time in 1985. The production of this glider is planned to be commenced in 1987.

The **ULS PW-2 Gapa** is a GRP single-seat light training glider designed for inexpensive training and recreation flights, built at the Warsaw University of Technology. The first flight of a prototype of this glider was performed in 1983. This prototype was a developmental version of the ULS-PW glider designed in 1983. The Gapa will be put into production in 1986.

Aircraft engines

Engines for all the types of aeroplanes and helicopters built in Poland are manufactured at PZL-Rzeszów, PZL-Kalisz and PZL-Dębica factories.

Production of the 4-cylinder **PZL-Franklin F4A** engines of 85 kW (116 hp) power rating for the PZL-110 Koliber aircraft and the 6-cylinder **PZL-F6A** engines of 164 kW (220 hp) power rating for the PZL-M20 Mewa aeroplanes has been taken over by PZL-Dębica.

Radial engines **PZL-AI-14RA** of 194 kW (260 hp) power rating for the Wilga aircraft and **PZL ASz-62IR** of 736 kW (1000 hp) power rating for the An-2, M18 Dromader and PZL-106BS Kruk aeroplanes are manufactured at PZL-Kalisz.

The PZL-Rzeszów Works make the radial engine **PZL-3SR** of 441 kW (600 hp) rated power for the PZL-106BR Kruk and PZL-M21 Dromader-Mini aircraft.

Silniki lotnicze

Wytwórnice PZL-Rzeszów, PZL-Kalisz i PZL-Dębica produkują silniki do wszystkich typów samolotów i śmigłowców budowanych w Polsce.

Produkcja 4-cylindrowych silników **PZL-Franklin F4A** o mocy 85 kW (116 KM) do samolotu PZL-110 Koliber i 6-cylindrowych **PZL-F6A** o mocy 164 kW (220 KM) do samolotu PZL-M20 Mewa została przejęta przez PZL-Dębica.

Silniki gwiazdowe **PZL-AI-14RA** o mocy 194 kW (260 KM) do samolotów Wilga i **PZL ASz-62IR** o mocy 736 kW (1000 KM) do samolotów An-2, Mi8 Dromader i PZL-106BS Kruk produkuje PZL-Kalisz.

Silnik gwiazdowy **PZL-3SR** o mocy 441 kW (600 KM) do samolotów PZL-106BR Kruk i PZL-M21 Dromader-Mini produkuje PZL-Rzeszów.

W PZL-Rzeszów produkowane są turbinowe silniki śmigłowe **PZL-GTD-350** o mocy 330 kW (450 KM) do śmigłowców Mi-2 oraz silniki **PZL-19W** o mocy 662 kW (900 KM) do śmigłowca PZL Sokół. Odmiana samolotowa tego silnika **PZL-10S** (TWD-10B) o mocy 728 kW (990 KM) jest produkowana do samolotu An-28. Do samolotu TS-11 Iskra jest produkowany silnik odrzutowy **PZL-SO-1W** o ciągu 1080 daN.

Usługi agrolotnicze

Wytwórnice polskiego przemysłu lotniczego mają dwa przedsiębiorstwa usług agrolotniczych — samolotowe ZUA (przy PZL-Warszawa-Okęcie) i śmigłowcowe ZEUS (przy PZL-Swidnik). Samoloty i śmigłowce tych przedsiębiorstw wykonują usługi agrolotnicze w Polsce oraz w Afryce Północnej (głównie w Egipcie i Sudanie) i na Bliskim Wschodzie.



Rys. 11. Szybowiec klasy klubowej SZD-51 Junior/The SZD-51 Junior club class sailplane

The PZL-Rzeszów Works are also the manufacturer of helicopter turbine 330 kW (450 hp) engines **PZL-GTD-350** for the Mi-2 helicopters and 662 kW (900 hp) **PZL-10W** engines for the PZL Sokół helicopters. An aeroplane version of the latter engine, **PZL-10S** (TWD-10B), of 728 kW (990 hp) power rating is manufactured for the An-28 aircraft. A turbo-jet engine **PZL-SO-1W** of 1080 daN thrust is made for the TS-11 Iskra aeroplane.

Agricultural air services

The Polish aircraft industry manufacturing plants operate two agricultural air service enterprises, i.e. aeroplane (ZUA) and helicopter (ZEUS) ones (at PZL-Warszawa-Okęcie and PZL-Swidnik, respectively).

Aeroplanes and helicopters of these firms render agricultural air services in Poland, in North Africa (mainly in Egypt and Sudan), and in Middle East countries.

EO/1440/K/85

PROTOTYPY

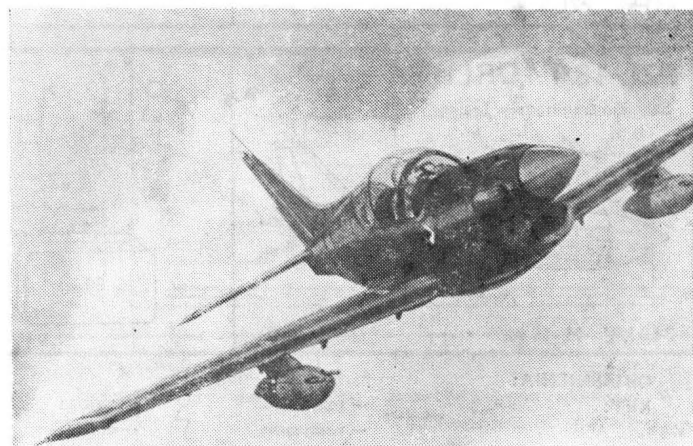
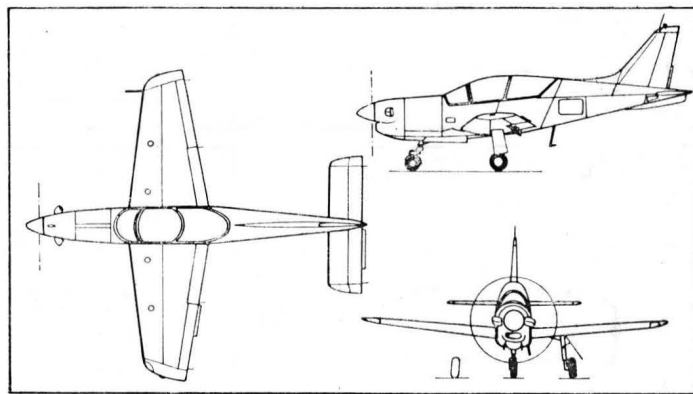
PZL-130T Orlik Turbo • Polska •

Samolot szkolno-treningowy nowej generacji

Światowe tendencje rozwojowe samolotów szkolno-treningowych nowej generacji zmierzają do rozszerzenia zakresu ich eksploatacji i poprawy osiągnięć przez podwyższenie mocy zespołu napędowego. Dostępne w praktyce silniki turbośmigłowe o odpowiednim zakresie mocy (330 ÷ ÷ 370 kW) — to tylko kanadyjskie Pratt and Whitney z rodziny PT6 oraz amerykański Allison 250. Dalsze silniki o tym zakresie mocy są dopiero w opracowaniu bądź w probach: francuski Turboméca T-331 (Epsilon-Turbo) i amerykański Lycoming LTS-101. Dla polskiego samolotu PZL-130 Orlik wybrano tę drogę rozwoju. Realizowana jest obecnie jego wersja turbinowa PZL-130T Orlik Turbo z silnikiem Pratt and Whitney PT6A-25 o mocy 410 kW oraz z awioniką produkcji amerykańskiej. PZL-130T będzie miał 4 zaczepy podwieszeniowe pod skrzydłami. Oblot przewidywany jest w drugiej połowie 1986 r.

Dane techniczne (obliczeniowe)

Rozpiętość	8,00 m
Długość	8,68 m
Wysokość	3,53 m
Powierzchnia skrzydła	12,28 m ²
Wydłużenie	5,21
Masa własna	1100 kg
Masa startowa	
kategoria A (akrobacyjna)	1450 kg
kategoria U (użytkowa)	1600 kg
kategoria U przeciążona	1977 kg
Masa na podwieszeniach	640 kg
Obciążenie powierzchni (kat. U)	130,3 kg/m ²
Obciążenie mocy (kat. U)	3,90 kg/kW
Prędkość maks.	499 km/h
Prędkość min. z klapami	116 km/h
Wznoszenie maks.	15,9 m/s
Pułap praktyczny	10 000 m



Zasięg	1287 km
Start na 15 m	410 m
Lądowanie z 15 m	570 m

EO/1440/K/85 T.M.



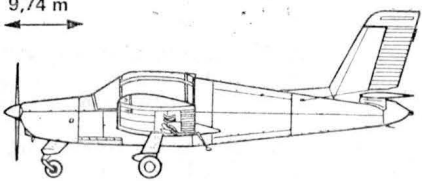
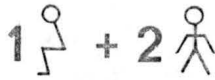
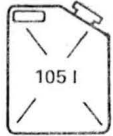
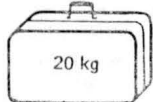
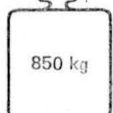

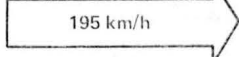
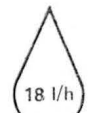
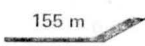
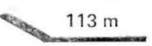
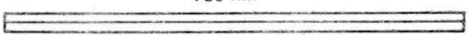
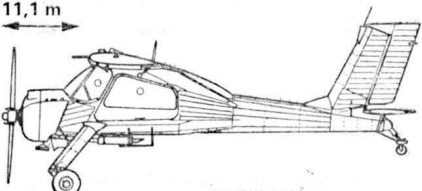

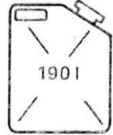
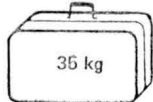
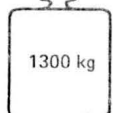
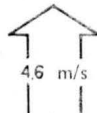
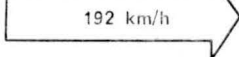
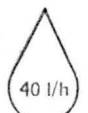
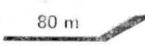
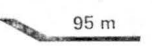
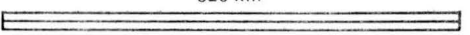
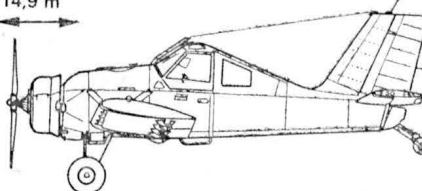
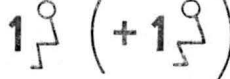
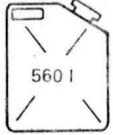
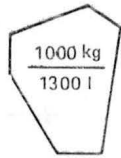
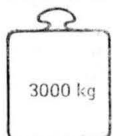

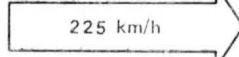
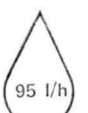
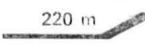

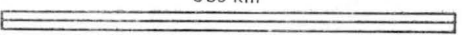
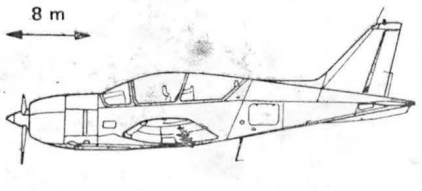


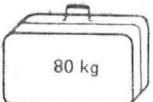
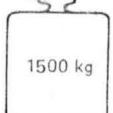

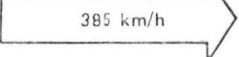


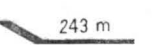
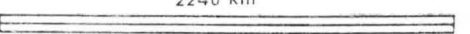
PZL Warszawa – Okęcie

Adres/Address: Al. Krakowska 110/114 02-256 Warszawa-Okęcie, Poland,
tel. 46-00-31, 46-11-73 telex: 814649















Naczelnny Dyrektor/General Manager: inż. Jerzy Milczarek

Założone w 1928
Founded in 1928

Liczba samolotów zbudowanych od 1945 r. **2800**
Total of aircraft built since 1945:

<p>PZL-110 KOLIBER Szkolny/Trainer 9,74 m</p>  <p>85 kW PZL-F4A 235</p>	<p>1 + 2</p>  <p>105 l</p>  <p>20 kg</p>  <p>850 kg</p> 	<p>3500 m</p>  <p>2,8 m/s</p>  <p>195 km/h</p>  <p>18 l/h</p> <p>155 m</p>  <p>730 km</p>  <p>113 m</p> 
<p>PZL-104 WILGA 35/80 Wielozadaniowy/Multi purpose 11,1 m</p>  <p>194 kW AI-14R</p>	<p>1 + 3</p>  <p>190 l</p>  <p>35 kg</p>  <p>1300 kg</p> 	<p>4000 m</p>  <p>4,6 m/s</p>  <p>192 km/h</p>  <p>40 l/h</p> <p>80 m</p>  <p>620 km</p>  <p>95 m</p> 
<p>PZL-106 BR KRUK Rolniczy/Agricultural 14,9 m</p>  <p>441 kW PZL-3SR</p>	<p>1 (+1)</p>  <p>560 l</p>  <p>1000 kg 1300 l</p>  <p>3000 kg</p> 	<p>4700 m</p>  <p>4,35 m/s</p>  <p>225 km/h</p>  <p>95 l/h</p> <p>220 m</p>  <p>930 km</p>  <p>200 m</p> 
<p>PZL-130 ORLIK Szkolno-treningowy/Trainer 8 m</p>  <p>243 kW M-14Pm</p>	<p>1 + 1</p>  <p>430 l</p>  <p>80 kg</p>  <p>1500 kg</p> 	<p>7000 m</p>  <p>7,4 m/s</p>  <p>385 km/h</p>  <p>45 l/h</p> <p>330 m</p>  <p>2240 km</p>  <p>243 m</p> 

OBJAŚNIENIA:
KEY:

	— rozpiętość — wing span		— załoga — crew		— pasażerowie — passengers	()	— zamienne z innym ładunkiem — in exchange to other payload		— bagaż — luggage
	— zbiornik chemikaliów — ag hopper		— paliwo — fuel		— masa całkowita — total mass		— rozbieg — T-O run		— wznoszenie — climb
	— prędkość maks. — max speed		— zużycie paliwa — fuel consumption		— dobieg — landing run		— zasięg — range		— pułap — ceiling

PZL-Mielec



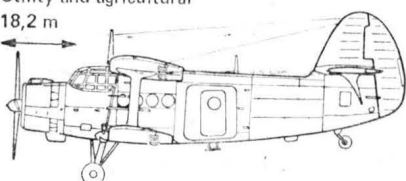
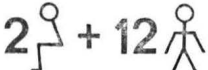
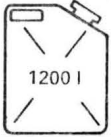

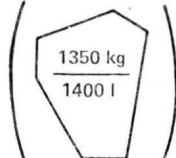
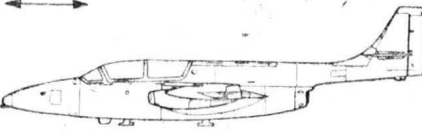

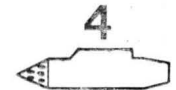
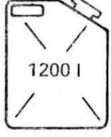

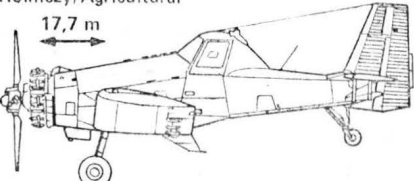

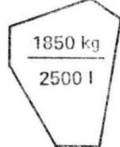


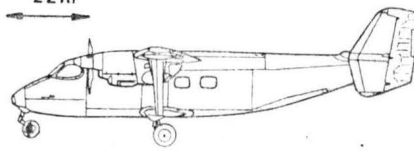



Adres/Address: ul. Ludowego Wojska Polskiego 3,
39-300 Mielec, Poland tel. 7000, telex: 83293

Naczelnny Dyrektor/General Manager: mgr Tadeusz Ryczaj

Liczba samolotów zbudowanych od 1945 r. **12500**

Total of aircraft built

Założone w **1938**
Founded in

<p>PZL AN-2 Wielozadaniowy i rolniczy Utility and agricultural 18,2 m</p>  <p>1 x 736 kW, ASz 62 IR</p>	<p>2 + 12</p>  <p>1200 l</p>  <p>5500 kg</p>  <p>1350 kg 1400 l</p> 	<p>4400 m</p> <p>3,0 m/s</p> <p>253 km/h</p> <p>175 l/h</p> <p>170 m</p> <p>1370 km</p> <p>185 m</p>
<p>TS-11 ISKRA bis DF Szkolno-treningowy/Trainer 10,1 m</p>  <p>1 x 1078 daN, SO-3W</p>	<p>2</p>  <p>4</p>  <p>1200 l</p>  <p>3734 kg</p> 	<p>11 500 m</p> <p>19 m/s</p> <p>760 km/h</p> <p>480 l/h</p> <p>660 m</p> <p>450 km</p> <p>720 m</p>
<p>PZL M-18 DROMADER Rolniczy/Agricultural 17,7 m</p>  <p>1 x 736 kW, ASz-62 IR</p>	<p>1</p>  <p>1850 kg 2500 l</p>  <p>400 l</p>  <p>4200 - 4700 kg</p> 	<p>6500 m</p> <p>5,8 m/s</p> <p>256 km/h</p> <p>160 l/h</p> <p>200 m</p> <p>590 km</p> <p>190 m</p>
<p>PZL AN-28 Pasażerski / Transport 22 m</p>  <p>2 x 716 kW, PZL-10 S (TWD-10B)</p>	<p>2 + 17</p>  <p>1960 l</p>  <p>6500 kg</p> 	<p>6000 m</p> <p>11,7 m/s</p> <p>350 km/h</p> <p>360 l/h</p> <p>230 m</p> <p>560 - 1356 km</p> <p>180 m</p>

- ← — rozpiętość — załoga
- ← — wing span — crew
- — uzbrojenie podwieszane — paliwo
- — armament pods — fuel
- — masa całkowita — zbiornik chemikaliów
- — total mass — ag hopper
- — dobieg — () — zamienne z innym ładunkiem
- — landing run — in exchange to other payload
- — zasięg — wznoszenie
- — range — climb
- — pułap — przedkość maks.
- — ceiling — max speed
- — zużycie paliwa
- — fuel consumption

PZL – Świdnik

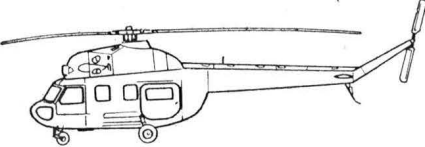
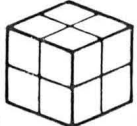
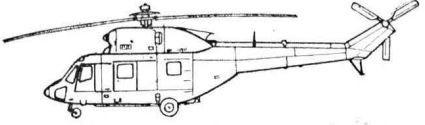
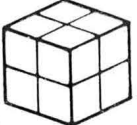
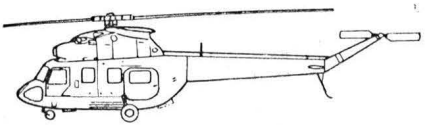
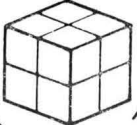


Adres/Address: 21-040 Świdnik, Poland
tel. 120-61, 120-71, telex: 84212, 84302

Naczelny Dyrektor/General Manager: mgr. inż. Andrzej Zeh

Założone w 1951
Founded in 1951

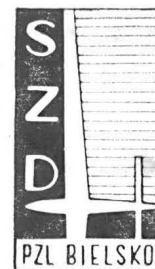
Liczba śmigłowców zbudowanych od 1951 r.
Total of helicopters built since 1951: **6250**

<p>PZL Mi-2 Wielozadaniowy/Multi purpose Ø 14,5 m</p>  <p>2 x 298 kW, GTD-350</p>	<p>1 + 8</p> <p>700 kg</p>  <p>600 l</p> <p>3550 – 3700 kg</p>	<p>4000 m</p> <p>210 km/h</p> <p>4,5 m/s</p> <p>250 l/h</p> <p>170 – 580 km</p>
<p>PZL SOKÓŁ Wielozadaniowy/Multi purpose Ø 15,7 m</p>  <p>2 x 662 kW, PZL-10W</p>	<p>2 + 12</p> <p>2100 kg</p>  <p>1700 l</p> <p>6400 kg</p>	<p>5100 m</p> <p>255 km/h</p> <p>10 m/s</p> <p>360 l/h</p> <p>690 – 1165 km</p>
<p>PZL KANIA Wielozadaniowy/Multi purpose Ø 14,5 m</p>  <p>2 x 298 kW, AII.250 C20</p>	<p>1 + 9</p> <p>800 – 1200 kg</p>  <p>600 l</p> <p>3350 – 3550 kg</p>	<p>4000 m</p> <p>210 km/h</p> <p>8 m/s</p> <p>207 l/h</p> <p>430 – 740 km</p>

OBJAŚNIENIA:
KEY:

Ø – średnica wirnika – rotor diameter	👤 – załoga – crew	👤 – pasażerowie – passengers	📦 – towar – cargo	() – zamiennie z innym ładunkiem – in exchange to other payload	🛢️ – Paliwo – fuel
🛢️ – masa całkowita – total mass	↑ – wznoszenie – climb	— — — pułap – ceiling	➡️ – prędkość maks. – max speed	🛢️ – zużycie paliwa – fuel consumption	≡ – zasięg – range

PZL-Bielsko



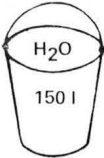

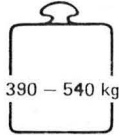
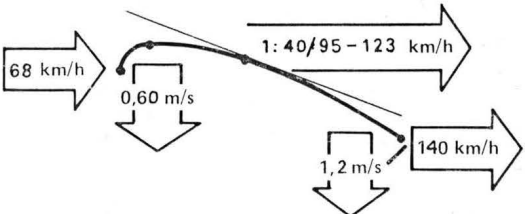
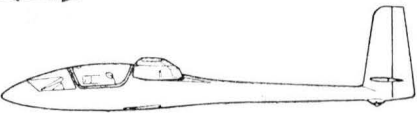


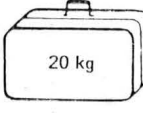
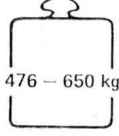
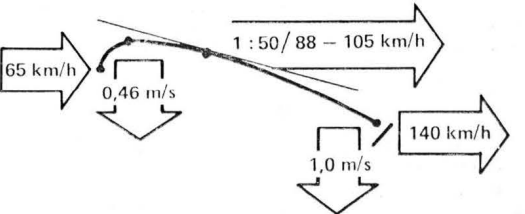



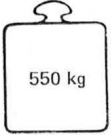
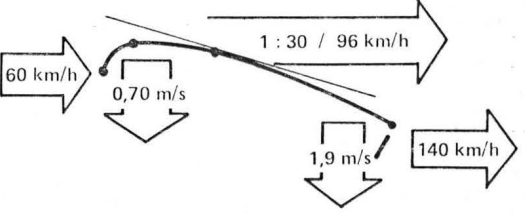
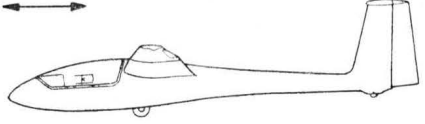

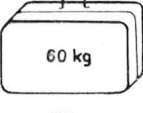

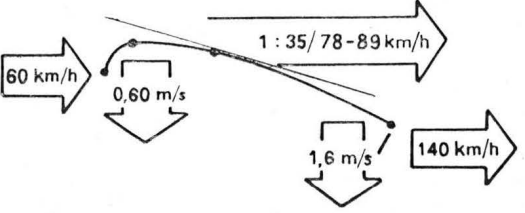


Adres/Address: ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21, telex: 035259


Naczelnny Dyrektor/General Manager: inż. Jerzy Cieśla


Liczba szybowców zbudowanych od 1946 r. **4800**
Total of gliders built since 1946:


Założone w **1946**
Founded in


<p>SZD-48-3 JANTAR STANDARD 3 Klasy standard/Standard Class 15 m</p>  <p>laminat/GRP</p>	<p>1 </p> <p> H₂O 150 l</p> <p> 20 kg</p> <p> 390 – 540 kg</p>	
<p>SZD-42-2 JANTAR 2B Klasy otwartej/Open Class 20,5 m</p>  <p>laminat/GRP</p>	<p>1 </p> <p> H₂O 170 l</p> <p> 20 kg</p> <p> 476 – 650 kg</p>	
<p>SZD-50-3 PUCHACZ Dwumiejscowy/Two-seater 16,7 m</p>  <p>laminat/GRP</p>	<p>2 </p> <p> 50 kg</p> <p> 550 kg</p>	
<p>SZD-51-1 JUNIOR Klasy Klub/Club Class 15 m</p>  <p>laminat/GRP</p>	<p>1 </p> <p> 60 kg</p> <p> 380 kg</p>	


OBJAŚNIENIA:
KEY:


 — rozpiętość
— wing span


 — załoga
— crew


 — balast wodny
— water balast


 — bagaż
— luggage

 — masa całkowita
— total mass

 — prędkość minimalna
— min. speed

 — opadanie min.
— min. sink

 — doskonałość przy prędkości
— gliding ratio at speed

 — opadanie przy prędkości
— sink at speed

EO/1440/K/85

Śmigłowce

- 1 — amortyzator drgań, tłumik d.
- 2 — autorotacja, samokręt, samoobrót
- 3 — belka ogonowa
- 4 — drzewi przesuwne
- 5 — dwuwirnikowy
- 6 — dźwign pokładowy (ratowniczy)
- 7 — dźwignia skoku ogólnego
- 8 — d. sterowania okresowego, drążek sterowy
- 9 — dźwigowe operacje powietrzne
- 10 — głowica wirnika, piasta w.
- 11 — g. (w.) sztywne
- 12 — g. (w.) wahliwa, g. półsztywne, g. na kardanie
- 13 — g. (w.) przegubowa
- 14 — g. (w.) sprężysta
- 15 — hamulec wirnika
- 16 — jednowirnikowy
- 17 — kąt ustawienia łopaty
- 18 — końcówka ł.
- 19 — lot wiszący, zawis
- 20 — ładunek wewnętrzny
- 21 — łopata wirnika (śmigłowca)
- 22 — ł. nacierająca
- 23 — ł. przegubowa, ł. zawieszona przegubowo
- 24 — ł. kompozytowa
- 25 — ł. sztywne, ł. o sztywnym zawieszaniu, ł. bezprzegubowa
- 26 — ł. cofająca się
- 27 — łopatki sterujące
- 28 — łożysko elastomerowe
- 29 — moment oporowy
- 30 — napęd wirnika
- 31 — n. śmigła ogonowego
- 32 — obciążenie powierzchni łopaty
- 33 — o. tarczy wirnika
- 34 — obrotomierz w.
- 35 — oderwanie (strug) na topacie (cofającej się)
- 36 — okucie główne łopaty
- 37 — pedały nożne, p. sterowania kierunkiem
- 38 — pionowe lądowanie
- 39 — pionowy start
- 40 — płoza (ogonowa)
- 41 — pływaki awaryjne
- 42 — podstawa przekładni głównej
- 43 — podwozie kołowe
- 44 — p. saniowe, p. płożowe
- 45 — p. amfibijne
- 46 — p. kołowo-nartowe
- 47 — prace budowlano-montażowe
- 48 — prędkość indukowana
- 49 — p. obrotowa
- 50 — p. względna
- 51 — p. obwodowa
- 52 — pręt ustaczniający
- 53 — profil łopaty
- 54 — przegub osiowy ł., p. przekreślenia ł.
- 55 — p. pionowy (ł.)
- 56 — p. poziomy (ł.)
- 57 — przejście (z zawisu) do lotu poziomego
- 58 — p. (z lotu poziomego) do zawisu
- 59 — przekładnia główna
- 60 — p. kątowa
- 61 — p. obiegowa, p. planetarna
- 62 — p. pośrednia
- 63 — p. śmigła ogonowego
- 64 — przełożenie przekładni
- 65 — pułap statyczny
- 66 — p. zawisu
- 67 — p. z. bez wpływu ziemi
- 68 — p. z. z wpływem z.
- 69 — reduktor, przekładnia redukcyjna
- 70 — rezonans podłoża
- 71 — silnik turbinowy (śmigłowcowy)
- 72 — składane łopaty wirnika
- 73 — skrzydło dodatkowe
- 74 — sprzęgło
- 75 — s. odśrodkowe, s. bezwładnościowe
- 76 — s. rozruchowe
- 77 — sterowanie okresowe
- 78 — s. skokiem ogólnym
- 79 — śmigło ogonowe
- 80 — śmigłowiec do układania przewodów elektrycznych
- 81 — ś. dwuwirnikowy
- 82 — ś. dźwigowy, ś. dźwign
- 83 — ś. jednowirnikowy
- 84 — ś. pożarniczy
- 85 — ś. ratowniczy
- 86 — ś. sanitarny, ś. dla ewakuacji chorych
- 87 — ś. wielozadaniowy
- 88 — ś. z wirnikami o łopatach krzyżujących się
- 89 — ś. z wirnikami współosiowymi (przeciwbieżnymi)
- 90 — ś. z wirnikiem napędzanym mechanicznie
- 91 — ś. z w. n. odrzutem, ś. odrzutowy
- 92 — ś. z w. n. wolną turbiną
- 93 — ś. z zewnętrznym ładunkiem
- 94 — tarcza sterująca wirnika
- 95 — t. wirnika
- 96 — układ wirnika, system w.
- 97 — u. posobny wirników
- 98 — u. współosiowy w.
- 99 — u. wolnego koła, wolne koło
- 100 — uchwyt drążka sterowego śmigłowca
- 101 — wał śmigła ogonowego
- 102 — w. wirnika
- 103 — wahania pionowe
- 104 — wirnik nośny (główny)
- 105 — w. typu Hillera
- 106 — w. o dużej energii (kinetycznej)
- 107 — w. w. w. w. stanie autorotacji
- 108 — w. wahliwy
- 109 — wirniki przeciwbieżne
- 110 — wirołot, śmigłowiec zespolony, ś. sprzężony, rotodyna
- 111 — wirołot z chowanym wirnikiem
- 112 — w. z zatrzymywaniem wirnikiem
- 113 — wiropląt
- 114 — wpływ ziemi, oddziaływanie z., „poduszka powietrzna”
- 115 — wycieraczka szyb
- 116 — (zewnętrzny) zaczep ładunku, podwieszenie ł.
- 117 — zawis (śmigłowca)

Helicopters

- 1 — vibration damper
- 2 — autorotation, windmilling
- 3 — tail boom
- 4 — sliding doors
- 5 — birotor, twin-rotor
- 6 — (rescue) hoist
- 7 — collective pitch lever, c. p. stick
- 8 — cyclic stick, control s.
- 9 — flying crane operations, f. c. flight, f. c. work
- 10 — (main) rotor head, (m.) r. hub
- 11 — hingeless (r.) h.
- 12 — semi-rigid (r.) h., cantilever (r.) h., gimbal mounted (r.) h., universally m. (r.) h., centrally hinged (r.) h.
- 13 — (fully) articulated (r.) h.
- 14 — flexible (r.) h.
- 15 — rotor brake
- 16 — single-rotor
- 17 — blade setting angle
- 18 — b. tip
- 19 — hover, hovering (flight)
- 20 — internal cargo
- 21 — (helicopter) rotor blade
- 22 — advancing b.
- 23 — articulated b., hinged b., flapping b.
- 24 — composite b.
- 25 — hingeless b., rigidly mounted b.
- 26 — retreating b.
- 27 — control blades, c. paddles, servomotor
- 28 — elastomeric bearing
- 29 — torque reaction
- 30 — (main) rotor drive, (m.) r. transmission
- 31 — tail r. d., tail r. transmission
- 32 — blade loading
- 33 — rotor disc l.
- 34 — r. r.p.m. indicator, r. tachometer
- 35 — blade stall, high-speed b. s.
- 36 — rotor blade link
- 37 — foot pedals
- 38 — vertical landing
- 39 — v. takeoff
- 40 — (tail) skid
- 41 — emergency floats, pop-out flotation gear
- 42 — main gearbox mount(ing)
- 43 — wheel landing gear
- 44 — skid l. g.
- 45 — amphibious l. g.
- 46 — ski-wheel l. g.
- 47 — building and assembly operations
- 48 — downwash (speed)
- 49 — rotational velocity
- 50 — relative wind
- 51 — tip speed
- 52 — stabilizer bar
- 53 — blade section
- 54 — b. axial joint, (b.) pitch adjustment j.
- 55 — alpha hinge, drag h.
- 56 — flapping h.
- 57 — transition from hover, forward t.
- 58 — t. to hover, decelerating t. reverse t.
- 59 — main gearbox
- 60 — angle-drive g.
- 61 — planetary g., epicyclic g., sun-and-planet g.
- 62 — intermediate g.
- 63 — tail rotor g.
- 64 — gear(ing) ratio
- 65 — static ceiling, steady flight c.
- 66 — hover(ing) c.
- 67 — h. c. out of ground effect
- 68 — h. c. in g. e.
- 69 — reduction gear
- 70 — ground resonance
- 71 — helicopter turboshaft engine
- 72 — foldable rotor blades
- 73 — additional wing
- 74 — coupling, clutch
- 75 — centrifugal c.
- 76 — starting c.
- 77 — cyclic (pitch) control
- 78 — collective (p.) c.
- 79 — antitorque rotor, tail r., control r., stabilizing r., steering r.
- 80 — cable-lying helicopter
- 81 — twin-rotor h.
- 82 — flying crane (h.), crane h.
- 83 — single rotor h.
- 84 — fire h., water bomber h., helitanker
- 85 — (search and) rescue h., SAR (missions) h.
- 86 — ambulance h., medical evacuation h., medevac h.
- 87 — multipurpose h.
- 88 — intermeshing rotors h.
- 89 — coaxial (r.) h.
- 90 — shaft-driven h.
- 91 — jet-(driven) h.
- 92 — power turbine-driven h.
- 93 — externally-loaded h.
- 94 — swash plate
- 95 — rotor disc
- 96 — r. system
- 97 — tandem dual-rotor s.
- 98 — coaxial (r.) configuration
- 99 — free-wheel unit
- 100 — cyclic pitch head
- 101 — tail rotor drive shaft
- 102 — main r. d. s.
- 103 — flapping
- 104 — main rotor
- 105 — "rotomatic" control device
- 106 — high energy rotor
- 107 — autorotating r.
- 108 — gimbal-mounted r.
- 109 — contrarotating rotors, counterrotating r., oppositely rotating r.
- 110 — helicopter-cum-fixed wing, gyrodyne
- 111 — stowed rotor vehicle
- 112 — stopped r. v.
- 113 — rotorcraft, rotary wing aircraft
- 114 — ground cushion, g. effect
- 115 — windscreen wiper
- 116 — cargo sling attachment joint, c. hook
- 117 — hover(ing)

K.D.

PZL-130 Orlik (Eaglet)

KARTOTEKA TLiA

Type: Military basic trainer

DESIGN: Single-engine, two seat all-metal low-wing monoplane with retractable landing gear.

Wings: Tapered, NACA 64₂215 (modified) wing section, dihedral 5°, incidence 0° at root and -3° at tip. One-piece all-metal multispar box structure. Four integral fuel tanks in torque box. Torque box skin panels stiffened by omega-formers, riveted. Trailing-edge part skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded. Removable wing nose. All-metal Friese aerodynamically and mass-balanced ailerons, trim tab on port aileron. Ailerons deflection 20° up and 12° down. Single-slotted all-metal flaps. Max flaps deflection 40°. Constant chord flaps and ailerons. Fibreglass-epoxy wingtips, landing lights in port wingtip.

Fuselage: Rectangular-elliptic section, all-metal semi-monocoque structure. Skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded, riveted to frames. Nose gear space and systems bays in fuselage forward part. In central fuselage part, up of wing fuel collector tank, underfuselage flap section and main wheels spaces. Cone-form rear fuselage part. On port side of fuselage, aft of cabin electric and navigation equipment bay. Rear fuselage cone integral with inferior fin, manufactured in ABS.

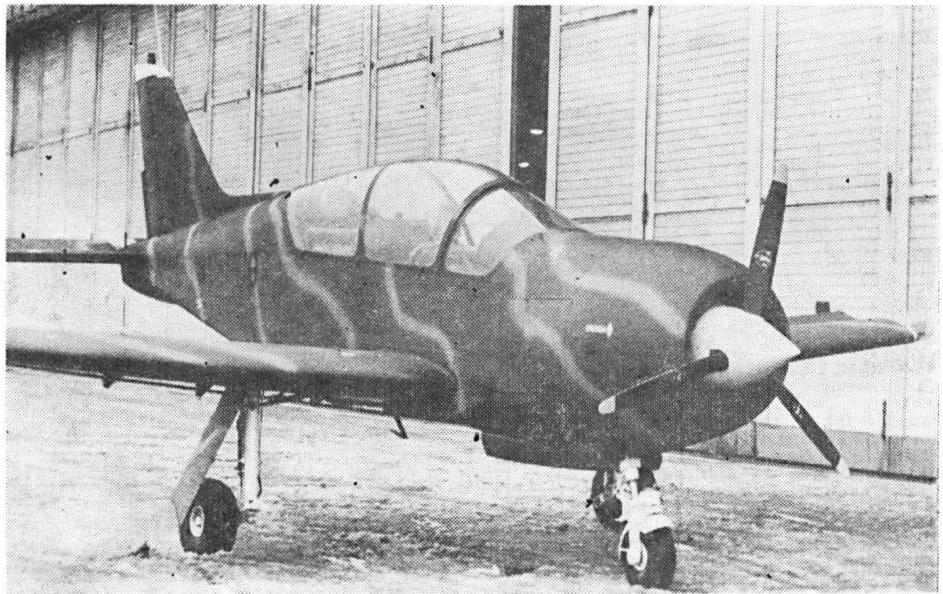
Accommodation: Crew seats in tandem, cabin interior designed in combat aircraft style. Modular instruments and equipment panels. Electrically adjustable seats accommodate for back and seat parachutes, aerobic harnesses fixed to seats. Cabin interior heated and ventilated. Removable windshield. Canopy with emergency jettison, opened on right side. Glassfibre-epoxy windshield and canopy frames. Luggage compartment aft of rear seat.

Tail unit: Classic type. Rectangular form tailplane with NACA 0010-64 (modified) airfoil section. Trapezoidal form vertical tail unit with NACA 0010-64 (modified) airfoil section and sweepback. One-piece two-spar horizontal stabilizer, skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded, riveted ribs. Two-sections one-spar elevator. Trim tab on port elevator section. Elevator deflection 30° up and down. One-spar vertical stabilizer integral with rear fuselage part. One-spar rudder with trim tab. Rudder deflection 30° either way. Aerodynamically and mass-balanced elevator and rudder, rudder horn balanced. Tail unit tips manufactured in ABS.

Flying controls: Full dual controls (sticks and adjustable pedals). Aileron controls — torque tube on fuselage right side and rods. Elevator controls — rods and cables, first rod in aileron torque tube. Rudder controls — cables. Electrically actuated flaps and trim tabs. Power plant — flexible controls; forward and rear control sectors connected by rods.

Landing gear: Tricycle nosewheel type, pneumatically retractable. Telescope-type nose gear, nosewheel on semi-fork with shimmy-damper and centring device. Mainwheels on rockers. Hydraulic disc brakes pneumatically operated. Oleo-pneumatic shock absorbers. Tubeless low pressure tyres. Tyres size: nosewheel — 400×140, mainwheels — 500×200. All gears emergency pneumatically extended.

Power plant: 9-cylinder, radial type air-cooled Vedenev M-14Pm engine of 243



Fot. L. Zielaskowski

kW (330 hp). All-metal three-blade constant-speed PZL US-142 propeller, pitch steering by R-2 regulator with engine oil use. Pneumatic starter. Engine mount welded of steel tubes. Engine cowling electrically spot welded of light alloy.

Systems: Fuel system — four integral tanks in wing torque box and collector tank, total capacity 430 litres (inner fuel tanks 2×110 litres, outer fuel tanks 2×100 litres), electrical auxiliary pump; system accommodate for aerobatics (inverted flight time to 60 s). Pneumatic system — pressure 4.9 MPa, two independent systems: main for engine starting, landing gear and wheel brake steering; emergency system for same functions except landing gear retraction; external source connector. Oil system — oil tank capacity 26 litres, cooler with thermostatic valve; system accommodate for aerobatics. Electrical system — 24 V, 3000 W generator, 24 V/18 Ah battery, voltage regulator with overvoltage relay, external DC-power connector. Cabin heating system — electric heater with blower. No hydraulic system.

Equipments: On each panel: magnetic compass, airspeed indicator, altimeter, rate of climb indicator, gyromagnetic compass, turn and bank indicator, clock, manifold pressure gauge, r.p.m. indicator, 2 fuel quantity gauges, engine indicator (fuel pressure, oil pressure, oil temperature), cylinder head temperature indicator, carburettor air temperature indicator, stall warning indicator, attitude gyro, accelerometer, flaps position steering panel, gear position indicator, voltmeter, pneumatic main and emergency system manometer, wheel brake manometer, failure signalization system. 720-channel UHF com and ADF standard, intercom, first aid kit and fire extinguisher. Provision for radioaltimeter.

Armament: Provision for gunsight, gun camera and armament control system. Two

underwing pylons for bombs, rocket pods or special pods.

Design development: The PZL-130 Orlik tender design was ready in 1980 (designed by A. Frydrychewicz M. Sc. Eng.). Chief of the PZL-130 programme is T. Wolf M. Sc. Eng. Work for preliminary design was started in autumn 1981, however work for detail design after a year. First prototype (SP-PCA) was roll-out 3 September 1984 and first flown did 12 October 1984 (test pilot W. Lukomski M. Sc. Eng.). The PZL-130 Orlik is destined for primary and basic training and it is made for economy training of jet aircraft pilots as a result of aerodynamic characteristics. The designers has foreseen the plane for preselection instruction, basic handling, aerobatics, instrument flying, navigation, formation flying, aerial combat training, air gunnery and ground attack, reconnaissance and target acquisition, target towing. Modular design of cockpit equipment makes possible to exchange his for other equipment like combat aircraft or makes possible so mount equipment imitators in „flying operational simulator” system. PZL-130 Orlik construction meet the FAR-23 requirements. The plane is element of new training system (this system is working out now). The new training system consist of flight simulator, PZL-130 Orlik aircraft and electronic diagnostic system for estimating technical status of aircraft. New versions of aircraft — flying operational simulator and turboprop version are to be designed in foreseeable future. Other version with extended wingtips (wingspan 9.00 m) is provided. The basic aerodynamic characteristics confirmed themselves during first flying tests. The results of tests are satisfactory. Now, one of prototypes is reconstructed for new version — PZL-130T Orlik Turbo with Canadian Pratt and Whitney PT6A-25 engines 410 kW (553 hp). First flight provides for second half 1986.

TECHNICAL DATA (performance for 1300 kg, estimated)

Wing span	8,00 m
Length overall	8,45 m
Height	4,00 m
Wing chord at root	2,00 m
Mean aerodynamic chord	1,62 m
Tailplane span	3,53 m
Tailplane chord	0,825 m
Wheelbase	2,22 m
Wheeltrack	3,10 m
Propeller diameter	1,95 m
Propeller clearance	0,30 m
Cabin length	2,95 m
Max fuselage width	0,90 m
Wing area	12,30 m ²
Flaps area (total)	1,37 m ²
Ailerons area (total)	1,38 m ²
Tailplane area	2,75 m ²
Elevator area (aft of axe)	0,94 m ²
Vertical tail area	2,11 m ²
Rudder area (aft of axe)	0,65 m ²
Luggage bay capacity	0,17 m ³

Wing aspect ratio	5,20
Tailplane aspect ratio	4,45
Empty mas, std. equipment	1110 kg
T-O mass	1450
Fuel mass	310
Wing loading	118,1
Power loading	5,48
Never-exceed speed	504
Cruising speed	322
Max speed	365
Stalling speed, flaps up	111
Rate of climb max.	8,0
Service ceiling	5200
Max range	770
Endurance, 30'reserve	3,5
TO-run (concrete)	340
T-O distance to 15 m	560
Landing distance up 15 m	609
Landing run	400
Ultimate load factor	+6÷-3
EO/1440/K/85	+4,4÷-1,72
	T.M.

PZL-106BT-601 Turbo-Kruk

KARTOTEKA TLiA

Type: Single-seat agricultural aircraft

DESIGN: Single-engine turboprop-powered low-wing all-metal aircraft with fixed tailwheel type landing gear.

Wings: Rectangular shape, NACA 2415 airfoil section, dihedral 4°, sweepback 6°, incidence 6°06'. Two piece, all-metal semi-monocoque two-spar structure, partially electrically spot welded. Integral fuel tanks in torque box between spars. Streamlined duralumin V-type bracing struts. Fixed type slats all along the span. Landing/working lights in wing nose. Single slotted, aerodynamically and mass balanced ailerons. Single slotted flaps. Ailerons and flaps with light alloy structure, fabric covered. Flaps deflection: 15° for T-O, 40° for landing. Glassfibre-epoxy wingtips. Brackets for agro-equipments up the wing.

Fuselage: Rectangular cross-section. Welded steel tube frame structure. Front segment (it's contain hopper) is stiffened by braced wing struts (shut strenght circulation across wing). Removable fuselage coverpanels — glassfibre-epoxy in front part, light alloy skins in rear part. The cabin is a integral unit with structure accommodate to high loads in the crash (to 40 g). The cabin is sealed, heated and ventilated. Adjustable pilot seat with safety belts accommodate to 40 g. Doors of each side. Second crew member seat rear of pilot cabin. Up of crew cabin, in the interior of fuselage frame space for luggage and agro-equipment transport. Firewall of titanium alloy.

Tail unit: Classic type, tapered, vertical tail unit with sweepback. All-metal two-spar stabilizers. Horizontal stabilizers with bracing struts. Aerodynamically balanced rudder with Flettner tab. Trim tab on port elevator. Elevator and rudder with light alloy structure, fabric covered. Extended vertical tail unit.

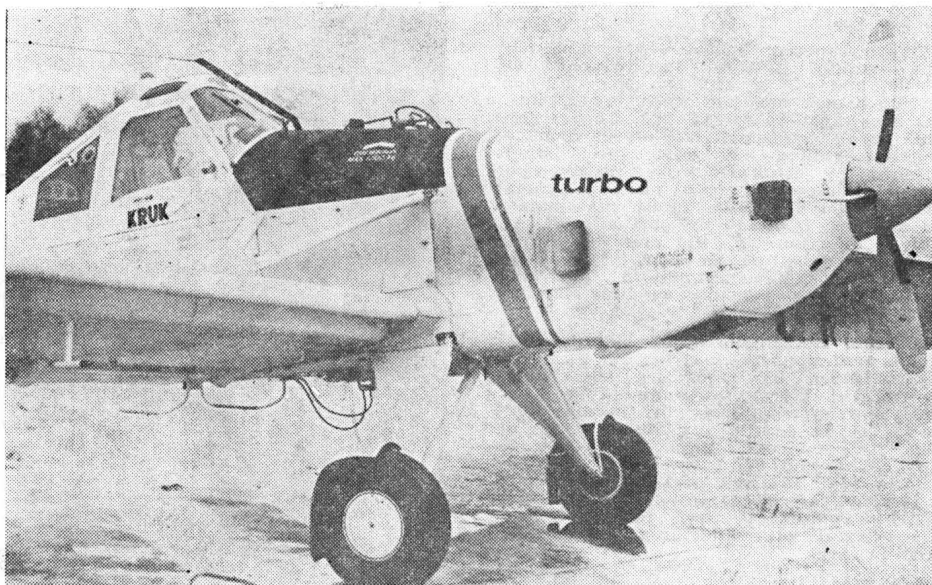
Flying controls: Aileron and elevator control — by rods, rudder (with tailwheel) controlled by cables. Electrically actuated flaps. Trim tab actuated by cables. Flying controls system accommodate to connection with special instructor cabin (for each airplane).

Landing gear: Non-retractable, tailwheel type. Scissors, V-type main landing gears fixed to fuselage. Main wheels with hydraulic disc brakes pneumatically operated. Steerable tailwheel on the fork. Low-pressure tyres, tubeless tailwheel tyres. Tyres size: mainwheel — 800×260 mm, tailwheel — 350×135 mm. Oleo-pneumatic shock absorbers. Parking brake.

Power plant: Czechoslovak turboprop engine Walter M601D of 537 kW. Three-blade all-metal steerable pitch propeller Avia V-503D. Engine mount welded of steel tubes. All-metal engine cowlings (similar with PZL-106AT version). Air inlet with Centrifuge separator filter.

Systems: Fuel system — integral fuel tanks total capacity of 560 litres, gravity refuelling points of each wing and semi-pressurized refuelling point on starboard fuselage side, electrical refuelling pump. Electrical system — 23/28 V, starter-generator, 25 Ah battery. Pneumatic system — 4.9 MPa, for brakes and agro-equipment steering; compressed air bottles only. Heating system — electric heater with blower.

Equipments: Basic instruments, UHF-com, ADF optional, fire extinguisher, first aid kit.



Fot. L. Zielaskowski

Agro-equipment: Glassfibre-epoxy hopper of 1300 litres in front fuselage frame section. Pneumatically operated hopper intake for dry chemicals loading optional. Quick dumping emergency system. Pressure refuelling system for liquid chemicals optional. Windmill-driven centrifugal pump for liquid chemicals. Tunnel-type distributor for dry chemicals. Max flow rates: 25 kg/s for powder, 35 kg/s for granulates, 10 kg/s for grains, 10 l/s for water solutions; 4.5 l/s for oil solutions.

Fire fighting equipment: System for water bombing and device for loading, storage and metering of a wetting or foaming agent. Auxiliary tank of 74 litres for foaming agent and electrical pump up of crew cabin. The system is capable to discharge 1300 litres of extinguishing medium in time of 1.5 s.

Special equipment: Instructor cockpit, can be mounted in a hopper place on each PZL-106 plane. This cockpit is a modification of hopper and equipped with full controls and basic instruments. Instructor seat is fixed on starboard for good visibility. Small hopper of 400 litres for liquid chemicals only under the floor of instructor cockpit. This solution permitted safety practical training in agricultural works.

DESIGN DEVELOPMENT: The PZL-106 Kruk (Raven) was designed in 1972 by a PZL-Warszawa-Okęcie A. Frydrychewicz team. The first prototype (SP-PAS) was built in 7 months and was first flown on 1973-04-17 (test pilot J. Jędrzejewski). Two first prototypes flown with Lycoming (294 kW) engines, third — with radial Pratt-Whitney R-1340 (442 kW) and with bigger main wheels. This prototype after a few days begin flights with Polish Lit-3S en-

gine (423 kW). Besides, seven airplanes was built as information series for service tests. One of them was modified (longer fuselage, classic-type tail unit) and was first flown on 1975-06-24. Two last planes of information series was realized as PZL-106A version (new fuselage with all-metal covers on rear part, classic-type tail unit, new shape of cabin unit). First PZL-106A, SP-WUK, was flown for the first time on 1976-09-02, and second, SP-WUL, on 1977-05-20. New instructor cabin was tested on SP-WUL airplane in 1977. First PZL-106AR, SP-PBP, airplane with PZL-3SR engine was first flown on 1973-11-15. Next versions of PZL-106 Kruk in chronology order are as following:

— PZL-106B — first flown on 1981-05-15 (SP-PHW), PZL-3S engine, new wing with NACA 2415 section, shorter bracing struts and slotted flaps,

— PZL-106AT — first flown on 1981-06-22 (SP-PTK ex SP-WUK), Pratt-Whitney PT6A-34AG, reconstructed after tests (return to PZL-106A),

— PZL-106AS — first flown on 1981-08-19 (SP-PBD), ASz-62IR engine, PZL-106A structure, mainly used in Africa,

— PZL-106BS — first flown on 1982-03-08 (SP-PBH), ASz-62IR engine, PZL-106B structure,

— PZL-106BR — first flown on 1983-07-08 (SP-PHW), PZL-3SR engine,

— PZL-106BT-601 — first flown on 1985-09-18 (SP-PAA), Walter M601D engine, stretched vertical tail unit.

The PZL-106A, AS, AR, B, BS versions production was serialized. This versions are used in Poland, Egypt, Sudan, Ethiopia and Iran and was exported to East Germany, Hungary, Czechoslovakia and Egypt.

TECHNICAL DATA (performances — estimated)

Wing span 15.0 m
Length overall 10.24 m
Height 3.82 m
Wheel track (static) 3.10 m
Wheelbase 7.41 m
Wing chord (constant) 2.16 m
Tailplane span 5.77 m
Propeller diameter 2.50 m
Wing area 31.69 m²
Tailplane area 7.56 m²
Vertical tail area 3.44 m²
Wing aspect ratio 7.1
Empty mass 1680 kg

Max T-O mass 3300 kg
Max chemical load mass 1300 kg
Max wing loading 104.13 kg/m²
Max power loading 6.15 kg/kW
Never exceed speed 270 km/h
Max level speed at S/L 250 km/h
Operating speed 170-180 km/h
Stalling speed (flaps 40°) 90 km/h
Max rate of climb at S/L 8.1 m/s
T-O run 180 m
Landing run 120 m
Range with standard fuel 750 km
Ferry range (with fuel in hopper) 2200 km
T.M.

EO/1440/K/85

Samolot rolniczy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, turbośmigłowy, 1+2-miejscowy metalowy zastrzałowy dolnopłat ze stałym podwoziem z kółkiem tylnym.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 2415, wznios 4°, skos 6°, kąt zaklinowania 6°06'. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonie międzyczwigarowym integralne zbiorniki paliwowe. Skrzydła połączone z kadłubem przegubowymi okuciami na końcach dźwigarów i zastrzałami w kształcie litery V, mocowanymi do przedniego dźwigara. Na całej rozpiętości stałe segmentowe sloty. W nosku skrzydła reflektory. Wyważone masowo i aerodynamicznie lotki oraz kłapy — szczelinowe. Konstrukcja lotek i kłap — szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Wychlenia kłap: 15° start, 40° lądowanie. Końcówki skrzydeł z kompozytu szklano-epoksydowego.

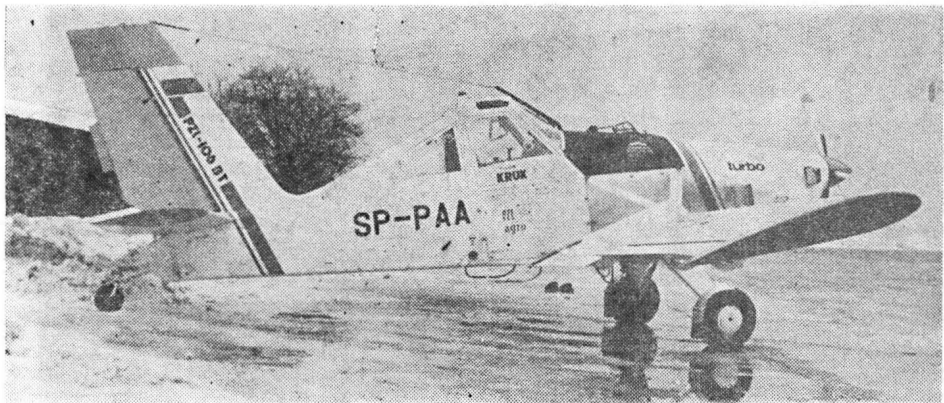
Kadłub. Przekrój prostokątny. Konstrukcja kratownicowa, spawana z rur stalowych, przednia gródź kratownicy mieszcząca zbiornik chemikaliów usztywniona zastrzałami skrzydła — zamknięcie obiegu sił przez skrzydło. Pokrycia kadłuba odejmwalne, montowane zamkami szybkorozłącznymi; w przedniej części przekładkowe z kompozytu szklano-epoksydowego, na tylnej części i spodzie kadłuba pokrywy z blach duralowych. Kabina załogi tworzy osobny zespół mocowany do kratownicy. Jej struktura przystosowana jest do przyjęcia dużych obciążeń w przypadku awaryjnego lądowania lub kraksy (do 40 g). Kabina uszczelniona, ogrzewana i przewietrzana, w jej wnętrzu utrzymywane stałe niewielkie ciśnienie. Fotel pilota regulowany z pasami bezpieczeństwa przenoszącymi obciążenia do 40 g. Drzwi z obu stron. Za kabiną pilota miejsce dla mechanika. Pod kabiną załogi, wewnątrz kratownicy zespoły instalacji pokładowych oraz miejsce na bagaż — możliwy przewóz kompletu wyposażenia opryskiującego (rur). Ściana ogniowa z blachy tytanowej.

Usterzenie. Klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe lekko skośne. Stateczniki konstrukcji metalowej, dwudźwigarowe, podparte zastrzałami z niewielkim wzniosem. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja sterów — szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Na prawym segmencie steru wysokości kłapka wyważająca, na sterze kierunku — kłapka odciążająca (fletner). Usterzenie pionowe powiększone przez dodanie końcówki przedłużającej statecznik pionowy.

Sterowanie. Układy sterowania lotek i steru wysokości — popychaczowe, ster kierunku (wraz z kółkiem tylnym podwozia) wychyłany linkowo. Kłapy wychyłane elektrycznie, kłapka wyważająca steru wysokości — linkowo. Układy sterowania wszystkich egz. samolotu przystosowane do połączenia ze sterownicami kabiny instruktora.

Podwozie. Stałe z kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego piramidkowe, wyposażone nożycowo na kadłubie. Koła zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe sterowane pneumatycznie. Podwozie tylne sterowane, z kółkiem na widelcu. Ogumienie niskociśnieniowe, opona tylna bezdętkowa. Wymiary ogumienia: główne 800×260, tylne 350×135. Amortyzacja olejowo-gazowa, hamulec postojowy.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Walter M601D o mocy 537 kW. Śmigło trójłopatowe, metalowe o zmiennym skoku Avia V-503D. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony silnika metalowe. Wlot powietrza zaopatrzony w filtr-separator Centrisep.



Fot. L. Zielaskowski

Instalacje: Paliwowa — pojemność zbiorników skrzydłowych 560 l, możliwość przewozu paliwa w zbiorniku chemikaliów, napełnianie grawitacyjne lub ciśnieniowe własną pokładową pompą elektryczną. Elektryczna — 24/28 V, prądorozrusznik, akumulator 25 Ah, złączenie zasilania lotniskowego. Pneumatyczna — ciśnienie 4,9 MPa, do sterowania hamulcami i wyposażeniem rolniczym, na prototypie ograniczona do butli ze sprężonym powietrzem. Ogrzewcza — nagrzewnica elektryczna z dmuchawą i wlotem zaopatrzonym w filtr powietrza.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów wymaganych przez przepisy: radiostacja UHF, radiokompas (na życzenie), gaśnica, apteczka.

Wyposażenie rolnicze. Wyjmowany, zawieszony za pośrednictwem węg hydraulicznych zbiornik chemikaliów o poj. 1300 l z kompozytu szklano-epoksydowego. Pokrywa może być wyposażona w urządzenie do pneumatycznego zdalnego otwierania. Denница zbiornika z urządzeniem do awaryjnego zrzuca chemikaliów. Możliwość ciśnieniowego napełniania chemikaliami ciekłymi. Pompa ośrodkowa chemikaliów ciekłych napędzana wiatrakami. Rozrzutnik tunelowy do chemikaliów sypkich. Zestaw do chemikaliów ciekłych obejmuje rury z opryskiwaczami lub atomizerami. Maksymalne wydatki z instalacji: 25 kg/s dla proszków, 35 kg/s dla granulatów, 10 kg/s dla ziarn, 18 l/s dla roztworów wodnych i 4,5 l/s dla roztworów olejowych.

Wyposażenie przeciwpożarowe. Urządzenie do zrzuca „bomb” wodnej na dennicę zbiornika chemikaliów, dodatkowy zbiornik o poj. 74 l dla środka spieniającego lub zwilżającego wraz z elektropompą na palecie pod kabiną pilota. Urządzenie umożliwia zrzut 1300 l wody ze środkiem gaśniczym w ciągu 1,5 s.

Wyposażenie specjalne. Kabina instruktora przewidziana do montażu w miejsce zbiornika chemikaliów na każdym egz. samolotu. Kabina instruktora, będąca odpowiednio zmodyfikowanym zbiornikiem chemikaliów wyposażona w komplet sterownic i podstawowych przyrządów pilotażowych. Dla poprawienia widoczności z ka-

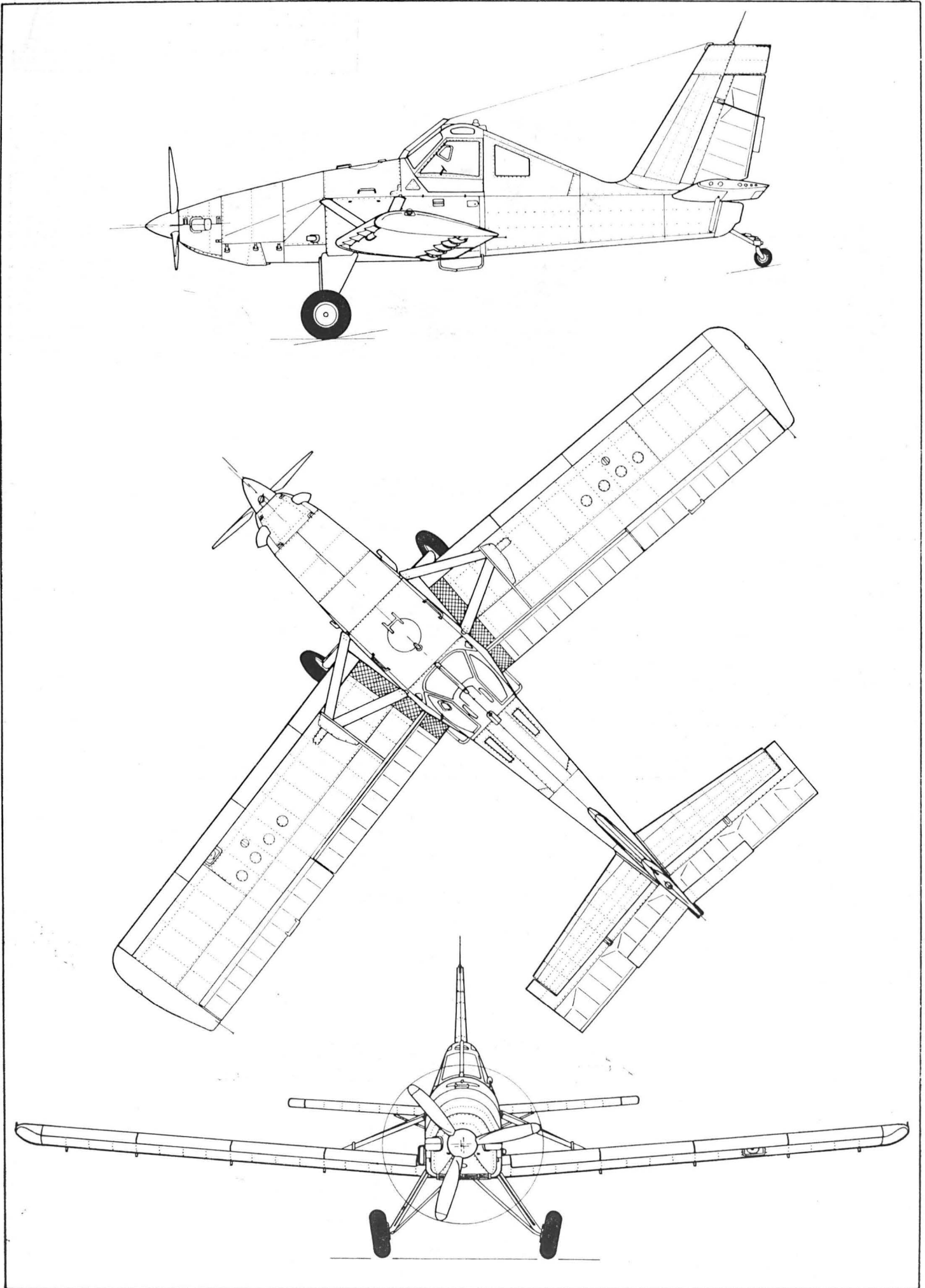
binie zasadniczej fotel instruktora umieszczony z prawej strony. Pod podłogą kabiny instruktora — zbiornik na chemikalia ciekłe o poj. 400 l. Rozwiązanie to umożliwia bezpieczne szkolenie w praktycznym wykonywaniu zabiegów agrolotniczych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot PZL-106 Kruk zaprojektowano w 1972 r. w zespole kierowanym przez A. Frydrychewicza. Pierwszy prototyp (SP-PAS) zbudowano w ciągu 7 mies. i oblatano 1973-04-17 (pil. J. Jędrzejewski). Pierwsze dwa prototypy miały silniki Lycoming (294 kW), trzeci — gwiazdowy Pratt-Whitney R-1340 (442 kW) oraz większe koła podwozia głównego, został on w kilka dni po oblocie wyposażony w silnik Lit-3S (423 kW). Oprócz trzech prototypów do prób w locie i jednego do prób wytrzymałościowych zbudowano serię informacyjną 7 egz. Jeden z nich przebudowano, przedłużając kadłub i zmieniając usterzenie na klasyczne (z układu T), oblatano go 1975-06-24. Dwa ostatnie egz. serii informacyjnej zrealizowano praktycznie jako wersję PZL-106A (nowy kadłub z metalowymi osłonami w części tylnej, usterzenie klasyczne, zmieniony kształt zespołu kabinowego). Wcześniej niż z nich (SP-WUK) oblatano 1976-09-02, następny (SP-WUL) — 1977-05-20, prowadzono na nim próby kabiny instruktora, opracowanej w 1976 r. Samolot serii informacyjnej (SP-PBP, usterzenie T) oblatano 1978-11-15 z silnikiem PZL-3SR. Następne wersje samolotu PZL-106 Kruk to (wg dat oblotów): PZL-106B — oblot 1981-05-15 (SP-PHW), silnik PZL-3S, nowe skrzydło o profilu NACA 2415 z krótszym zastrzałem; PZL-106AT — oblot 1981-06-22 (SP-PTK ex SP-WUK), silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney PT6A-34AG, po próbach przebudowany na wersję 106A; PZL-106AS — oblot 1981-09-19 (SP-PBD), silnik ASz-62IR, płatowiec wersji 106A, na wersję tę przebudowano większą część samolotów eksploatowanych w Afryce; PZL-106BS — oblot 1982-03-08 (SP-PBH), silnik ASz-62IR, płatowiec wersji 106B; PZL-106BR — oblot 1983-07-08 (SP-PHW), silnik PZL-3SR (przebudowany pierwszy prototyp wersji 106B); PZL-106BT-601 — oblot 1985-09-18 (SP-PAA), silnik Walter M601D, powiększone usterzenie pionowe, płatowiec wersji 106B.

DANE TECHNICZNE (osiągi obliczeniowe)

Rozpiętość	15,0 m
Długość	10,24 m
Wysokość	3,82 m
Rozstaw podwozia	3,10 m
Baza podwozia	7,41 m
Cięciwa skrzydła (stała)	2,16 m
Rozpiętość usterzenia	5,77 m
Srednica śmigła	2,50 m
Powierzchnia skrzydła	31,69 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	7,56 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	3,44 m ²
Wydłużenie skrzydła	7,1

Masa własna	1680 kg
Masa startowa maks.	3300 kg
Masa chemikaliów maks.	1300 kg
Obciążenie pow. nośnej maks.	104,13 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	6,15 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	270 km/h
Prędkość maks. pozioma (H = 0)	250 km/h
Prędkość robocza	170÷180 km/h
Prędkość min. (kłapy 40°)	90 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0)	8,1 m/s
Rozbieg	180 m
Dobieg	120 m
Zasięg norm.	750 km
Zasięg maks. (z paliwem w zbiorn. chem.)	2200 km
EO/1440/K/85	T.M.



Type: Short-range transport aircraft

VERSIONS:

— Passenger transport for 15÷17 passengers (or up to 20 passengers in high-density configuration).

— Cargo transport (1750 kg cargo, cargo winch of capacity 500 kg).

— Executive version for six/seven passengers.

— Ambulance version for six stretchers and five seated patients and a medical attendant.

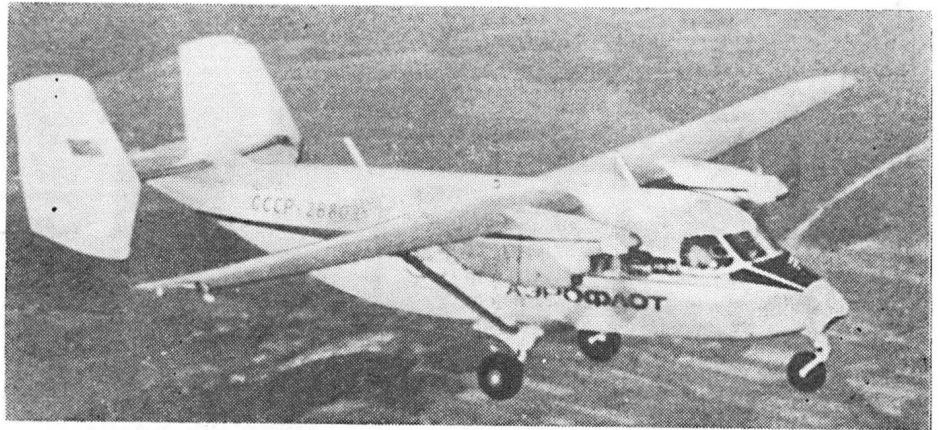
— Crew training version.

Optional: Geophysical survey version, photogrammetry version and other.

DESIGN: Twin-turboprop all-metal braced high-wing monoplane with non-retractable tricycle-type landing gear.

Wings: High-wing monoplane with single bracing strut each side. Wing section R-II-14. Constant chord centre-section, tapered outer panels with 2° dihedral. Conventional two-spar all-metal structure. Full span automatic leading-edge slats. Single-slotted ailerons. Double-slotted flaps. Trim tab in port aileron. Spoiler forward to each aileron and flap. The spoilers are automatically actuated in case of failure of one of the engines, they reduce the aircraft yaw. Anti-icing of wing leading-edges by engine bleed air.

Fuselage: All-metal semi-monocoque structure. Underside of rear fuselage upswept and made up to calmshell door. Short stub-wing extends from each side of the lower fuselage, carrying the main landing gear units, and providing lower attachments for the wing bracing struts. Crew of one or two on flight deck, which has bulged side windows and windscreen electric anti-icing. Cabin of passenger version contains 17 seats in six rows at 72 cm pitch, or up to 20 seats in high-density configuration, with double units on starboard side of aisle. Seats fold back against walls when aircraft is operated as a freighter on in mixed passenger/cargo role. The seat attachments providing cargo tiedown points. Provision for forward and rear baggage compartments, toilet, and wardrobe space. Entire cabin heated, ventilated and soundproofed. Electrically actuated ramp-door under upswept rear fuselage provides passenger access, with steps, and can slide forward under cabin to facilitate direct loading of freight from trucks on to cabin floor. Manually operated overhead winch on rails, capacity 500 kg, for handling cargo. Emergency exit at rear on starboard side. Six/seven-passenger executive version has four folding tables, which



Fot. L. Zielaskowski

can be joined together in pairs to give working tops measuring 160×55 cm.

Tail unit: Cantilever all-metal structure. Twin fins and rudders mounted on inverted-aerofoil no-dihedral tailplane. Fixed leading-edge slat under full span of tailplane leading-edge. Trim tab in each rudder. Balance tab in port elevator. Anti-icing of leading-edges by engine bleed air.

Landing gear: Non-retractable tricycle type, with single wheel on each unit. Main units have wide tread balloon tyres, size 720×320 mm, pressure 3.5 MPa, and are mounted on stub-wings which curve forward and downward at front serve as mudguards. Steerable and self-centering nosewheel, with size 595×185 mm tyre. Multi-disc brakes on mainwheels. No nosewheel brake. Provision for sikks.

Power plant: Two 714 kW (960 hp) PZL-10S (TWD-10B) turboprop engines, each driving an AW-24AN three-blade controllable- and reversible-pitch metal propeller of 2.80 m diameter. Electric anti-icing of propellers, spinners, engine air intakes and pilot head. Two 310 litre centre-wing and two 670 litre outer-wing integral fuel tanks; total fuel capacity 1960 litres. Oil capacity 16 litres per engine.

Systems: Hydraulic system 150 MPa for flaps and spoiler actuation, mainwheel brakes and nosewheel steering, with emergency backup system for spoiler extension and mainwheel braking. Primary electrical system is 200/115 V three-phase AC, with two 16 kW engine driven alternators — providing power for anti-icing system, fuel pump, radio and instrument lights. Trans-

former-rectifiers provide 36 V AC power for pressure gauges, navigation equipment, and 27 V DC (provided by inverter and two 25 Ah batteries) for control systems, signaling and external lighting, firefighting system, propeller pitch control, radio and engine starting system. Engine bleed air thermal anti-icing of wing, fin and tailplane leading-edges. Electrical anti-icing of windscreen, propellers, spinners and pilot heads. Landing light in nose. Engine extinguisher system.

Equipment: Balkan-5 VHF com radio, R-855 UM emergency locator transmitter, ARK-15 radiocompass, MRP-66 marker beacon receiver, SPU-6 intercom, RW-5 or A-037 radio altimeter, Grieben-1 navigation unit, BUR-1-2A flight recorder, AGK-77 artificial horizon, ARG-74-15 reserve artificial horizon, SAU-8 autopilot.

DESIGN DEVELOPMENT: The prototype of Oleg Antonov designed light general purpose aircraft, initially designated An-14M, flew for the first time in the USSR in September 1969. The production designation An-28 was allocated during 1973. In April 1975 the prototype flew for the first time with TWD-10 turboprops. The aircraft was displayed at the Paris Air Show in June 1979. In 1978 was announced that series production of An-28 was entrusted to PZL-Mielec in Poland. In 1982 the An-28 has been given a provisional type certificate by the Soviet authorities. At PZL-Mielec is built an initial batch of aircraft during 1983÷1984. First Polish-built An-28 flew for the first time on 22 July 1984.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	22.07 m
Length overall	13.10 m
Height overall	4.90 m
Wing mean aerodynamic chord	1.886 m
Wing area	39.72 m ²
Wing aspect ratio	12.3
Wheel track	3.40 m
Wheel base	4.44 m
Cabin length (excl. flight deck)	5.26 m
Max cabin width	1.74 m
Max cabin height	1.60 m

Weights and loadings

Weight empty	3750 kg
Max payload	2000 kg
Max fuel load	1567 kg
Max T-O weight	6500 kg
Normal wing loading	153.5 kg/m ²

Max power loading
g limit

4.64 kg/kW
3.8

Performance (at max T-O weight)

Max cruising speed at 3000 m	350 km/h
Econ. cruising speed	335 km/h
T-O speed	135 km/h
Landing speed (flaps down)	125 km/h
Max rate of climb at S/L	11.7 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	3.5 m/s
Service ceiling	6000 m
Required runway length (NLGS-2)	525 m
T-O run	260 m
Landing run	170 m
Max altitude of airfield	3000 m
Range with max payload, no reserves	560 km
Range with max fuel (with 1000 kg payload), 30 min reserves	1365 km
Fuel consumption	290 kg/h

EO/1440/K/85

A.G.

Samolot lokalnego transportu

Samolot jest przeznaczony do przewozu 17 pasażerów oraz ładunków.

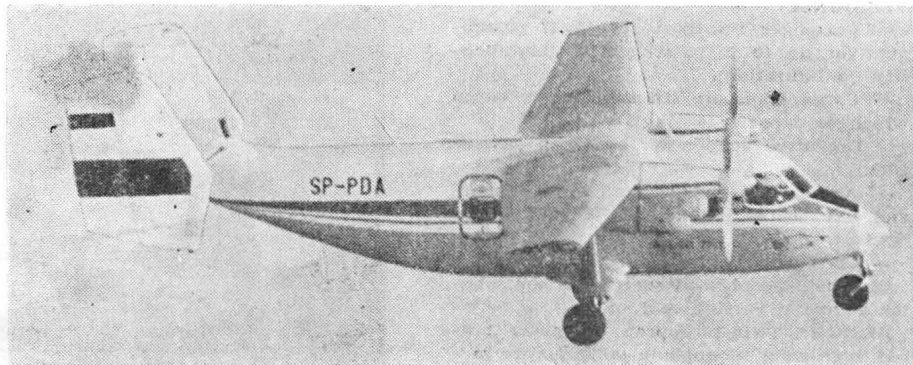
KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy turbośmigłowy metalowy górnopłat zastrzałowy ze stałym podwoziem z kołem przednim.

Plat. Prostokątno-trapezowy. Profil skrzydła R-II-14 o grubości 14%. Wznios części zewnętrznych skrzydła 2°. Konstrukcja dwudźwigarowa półskorupowa. Na całej rozpiętości automatyczne sloty. Lotki szczelinowe o wychyleniach +30°, -15°, kłapy dwuszczylinowe wychylane do startu o 15°, do lądowania o 40°. Klapka wyważająca na lewej lotce. Przed lotkami i klapami interceptory otwierane przy wychyleniu kłap o 36° oraz automatycznie przy jednym silniku nieczynnym (dla zmniejszenia przechylenia samolotu) po wychyleniu dźwigni sterowania silnikami w położenie odpowiadające warunkom pracy silnika powyżej nominalnych.

Kadłub. Konstrukcja metalowa półskorupowa. Pod tyłem kadłuba dwuczściowe drzwi z wysuwanymi schodkami. Na dole środkowej części kadłuba wysięgniki do mocowania podwozia i zastrzałów. Kabina załogi dwumiejscowa, z podwójnymi sterownicami, oddzielona od kabiny pasażerskiej ścianką z drzwiami. Kabina pasażerska ma 6 rzędów po 1 i 2 fotele (razem 17) w rozstawie co 72 cm. Przejście między fotelami o szerokości 34,5 cm. Fotele składane wzdłuż ścian w przypadku potrzeby. Za kabiną bagażnik i toaleta. Miejsca mocowania foteli do podłogi mogą służyć do mocowania ładunku. Kabina klimatyzowana (ogrzewana i wentylowana) z izolacją dźwiękową. Sufitowy dźwig z suwnicą na 500 kg, obsługiwany ręcznie. Elektrycznie otwierane schodki wejściowe mogą być wsunięte pod kadłub dla ułatwienia załadunku towaru bezpośrednio z samochodu ciężarowego. Wyjście awaryjne przy tylnym lewym oknie.

Usterzenie. Usterzenie o konstrukcji półskorupowej, metalowe. Usterzenie pionowe podwójne. Usterzenie poziome bez wzniosu z odwróconym profilem, ze slotem. Usterzenie pionowe podwójne. Kłapki wyważające na prawym sterze wysokości i na sterach kierunku.

Podwozie. Podwozie stałe, z kołem przednim. Koła główne z oponami 720×320 mm i z hamulcami wielotarczowymi. Koło przednie z oponą Stomil 595×185 mm, sterowane (wychylenia do 15°), samoczynnie ustawiające się w położeniu neutralnym.



Fot. L. Zietaskowski

Ciśnienie kół 3,5 MPa pozwala na korzystanie z lotnisk o wytrzymałości gruntu powyżej 3 MPa.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe produkcji PZL-Rzeszów PZL 10S (TWD-10B) o mocy startowej 716 kW (960 KM) i nominalnej 588 kW (800 KM), napędzające trójłopatowe metalowe śmigła AW-24AN o średnicy 2,8 m samoprześciawialne z ustawianiem w chorągiewkę i na wsteczny ciąg. Dwa zbiorniki integralne paliwa po 310 l w środkowej części płata i dwa po 670 l w częściach zewnętrznych płata — łącznie na 1960 l. Paliwo T-1, TS-1, T-7 i RT. Dwa zbiorniki oleju po 16 l.

Instalacje. Hydrauliczna o ciśnieniu 150 MPa służy do uruchamiania kłap, interceptorów, hamowania kół i sterowania kołem przednim. Instalacja przeciwpożarowa na silnikach. W kabinie gaśnice ręczne. Instalacja przeciwoblodzeniowa na ciepłe powietrze upustowe z silników służy do ogrzewania slotów skrzydeł, slotów statecznika poziomego, stateczników pionowych i poziomego, krawędzi chwytów powietrza do chłodnic oleju i chwytów instalacji klimatyzacyjnej. Krawędzie wlotów powietrza do silników ogrzewane olejem, gdyż stanowią one równocześnie zbiorniki oleju. Elektryczna instalacja przeciwoblodzeniowa: kołpaków i łopat śmigieł, przednich szyb kabiny załogi i dajników ciśnienia powietrza dla przyrządów pokładowych. Instalacja elektryczna 200/115 V prądu trójfazowego zasilana dwoma startero-prądnicami 16 kW; źródłem prądu trójfazowego 36 V

jest transformator i awaryjna przetwornica, zaś prądu stałego 27 V — przetwornica i dwa akumulatory 25 Ah niklowo-kadmowe. Dwa reflektory do lądowania w dziobie kadłuba.

Wyposażenie. Radiostacja komunikacyjna UKF Balkan 5, radiostacja awaryjna UKF R-855 UM, radiokompas ARK-15, wskaźnik znacznika radiolatarni MRP-66, telefon pokładowy SPU-6, radiowysokościomierz RW-5 lub A-037, system nawigacyjny Griebień-1, rejestrator lotu BUR-1-2A, wyposażenie do lotów bez widoczności: sztuczny horyzont AGK-77 i ARG-74-15, pilot automatyczny SAU-8.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prototyp zaprojektowany pod kierunkiem O. K. Antonowa, oznaczony An-14M, wykonał pierwszy lot we wrześniu 1969 r. Oznaczenie produkcyjne An-28 samolot otrzymał w 1973 r. W kwietniu 1975 r. wykonał pierwszy lot prototyp z silnikami TWD-10. W czerwcu 1979 r. samolot został wystawiony na Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu. W 1978 r. wytwórnia PZL-Mielec podjęła przygotowania do uruchomienia produkcji seryjnej An-28. W 1982 r. samolot otrzymał tymczasowy certyfikat radziecki wg przepisów NLGS-2. W latach 1983-1984 w PZL-Mielec zostały wykonane pierwsze egzemplarze serii informacyjnej. Pierwszy An-28 zbudowany w PZL-Mielec, o znakach CCCP-28 800 wykonał pierwszy lot 22 lipca 1984 r. W 1985 r. wykonano serię informacyjną An-28 i samolot przeszedł próby eksploatacyjne w Związku Radzieckim.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	22,07 m
Długość	13,10 m
Wysokość (pustego)	4,90 m
Wysokość przy masie 6500 kg	4,54 m
Powierzchnia nośna	39,72 m ²
Średnia cięciwa aerodynamiczna	1,886 m
Wydłużenie	12,3
Rozstaw podwozia	3,40 m
Rozstęp kół	4,44 m
Szerokość kadłuba	1,90 m
Szerokość kabiny	1,74 m
Wysokość kabiny	1,60 m
Długość kabiny pasaż.	5,26 m
Rozpiętość usterzenia poziom.	5,14 m
Powierzchnia usterzenia poz.	8,85 m ²
Powierzchnia usterzenia pion.	10,00 m ²
Masy	
Masa własna	3750 kg
Masa użyteczna maks.	2000 kg
Masa paliwa maks.	1567 kg
Masa startowa maks.	6500 kg

Obciążenie powierzchni	153,5 kg/m ²
Obciążenie mocy	4,64 kg/kW
Współczynnik obciążenia dopuszcz.	3,8
Osiągi (przy maks. masie startowej)	
Prędkość maks. przelotowa na h=3000 m	350 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	335 km/h
Prędkość startu	135 km/h
Prędkość lądowania (na klapach)	125 km/h
Prędkość dopuszczalna nurkowania	450 km/h
Wznoszenie (przy v=190 km/h)	11,75 m/s
Wznoszenie na 1 silniku	3,5 m/s
Pułap	6000 m
Wymagana długość drogi startowej	525 m
Rozbieg (pod wiatr 10 m/s)	260 m
Start na h=10,7 m (wiatr 10 m/s)	410 m
Dobieg	170 m
Maks. wysokość lotniska n.p.m.	3000 m
Zasięg z maks. ładunkiem, bez rezerwy	560 km
Zasięg z maks. paliwem, ładunek 1000 kg, 30 min rezerwy	1365 km
Min. promień zakrętu na ziemi	16 m
Zużycie paliwa	290 kg/h
Zakres temperatur użytkowania	-60,+50 A.G.
EO/1440/K/85	

PZL Kania (Kitty Hawk)

KARTOTEKA TLiA

Type: Nine/ten seat general-purpose light utility helicopter

VERSIONS:

- passenger, for 1 pilot and 9 passengers,
- executive, for 1 pilot and 8 passengers,
- training, with dual controls,
- medevac/ambulance, with 2 stretchers, 1 patient seat, and 2 seats for medical attendants,
- cargo transport, for up to 1200 kg of internal (cabin) cargo,
- flying crane, with external cargo sling for up to 800 kgs underslung load,
- rescue, with 120 kgs hoist and optional emergency floats,
- agricultural, for spreading, dusting, and LV or ULV spraying,
- special — photogrammetric, TV, IR etc.

DESIGN: Twin-engine helicopter with three-blade main rotor, two-blade teetering tail rotor and non-retractable tricycle landing gear, powered by two Allison 250-C20B turboshaft engines.

Rotor system: Three-blade fully articulated main rotor and two-blade teetering tail rotor. Longitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor by three hydraulic boosters. Rotor brake fitted. Main and tail rotor blades, as well as horizontal stabiliser, fully fibreglass-epoxy. Electrical de-icing system for rotor blades, with icing and system out warnings, optional.

Rotor drive: Transmission includes main, intermediate and tail rotor gearboxes, each with an individual lubrication system. Main transmission equipped with free wheel units, oil cooling system, oil temperature/pressure transducers and switches, tachogenerator with low and high rpm warning. Engine drive shafts steel, with two crowned tooth couplings each. Tail rotor drive shaft of duraluminium tubes with same crowned tooth couplings and antifriction bearings.

Fuselage and tail unit: Conventional semi-monocoque fuselage and circular-section tailboom with horizontal stabiliser. Cockpit with pilot (port side) and copilot or passenger adjustable and removable seats, each fitted with safety belt. Dual controls optional. Two three-place centre bench seats over fuel tank compartment at cabin centre and a single or double seat at cabin rear, all removable for carriage of cargo, stretchers, agricultural or other specialized equipment and fitted with safety belts. Jettisonable doors on each side of cockpit (port door of sliding type) and larger passenger/cargo door at cabin rear on port side. Additional emergency exit (removable window) each side. Windshield wiper for pilot standard, for copilot optional. Cabin floor with cargo and stretcher tiedown rings. Hoist and cargo sling attachment points standard. Cabin soundproofing and ventilation standard. Cabin heating, carpets, twin-pane windows, heated pilot windshield etc. optional. Baggage compartment rear of cabin. Cockpit and cabin bulb lighting and illumination systems standard.

Landing gear: Non-retractable tricycle type with tail skid. Twin wheel fully castoring nose unit, single wheel on each main unit. Main wheels fitted with pneumatic brakes. Oleo-pneumatic shock absorbers on all units, including tail skid. Mainwheel tyres size 690 X 180 mm, pressure 450 kPa (4.5 kG/cm²). Nosewheel tyres size 400 X 125 mm, pressure 350 kPa (3.5 kG/cm²).



Power plant: Two Allison 250-C20B turboshaft free power turbine engines installed side-by-side above cabin, each rated at 313 kW (420 shp) for T-O, 30-minute and OEI max continuous power, 276 kW (370 shp) for normal cruise. Automatic and manual torque sharing control systems standard. Two separate fuel boost systems, each with filter bypass switch, fuel pressure transducer and switch, connected by cross-feed. Usable fuel capacity 600 litres standard, and 423 litres in optional auxiliary tanks. Fuel gauge and fuel reserve warning standard. Two separate oil systems with oil cooling oil temperature/pressure transducers, oil filter bypass pop-out, and oil chip warning each. Each engine equipped with starter-generator, engine fuel pump effective for cruise after both boost pumps out, N1 and N2 tachogenerators, TOT gauge and switch, start counter, and engine out warning. Dual engine inlet de-icing standard. Each engine compartment equipped with fire detection system and with automatic and manual fire extinguishing systems.

Systems: Hydraulic system with hydraulic pressure gauge and switch standard. Compressed air system with a compressor, air pressure accumulator and pressure gauges standard. Ventilation system with individual control of fresh air flow standard. Casey heaters with individual control of hot air flow and central control of air temperature optional. DC system based on two 28 V 150 A starter generators and a 25 Ah nickel-cadmium battery, with ground power receptacle, and ground/battery power, battery overtemperature, and generator out warnings standard. AC system, based on 16 kVA generator and/or 115 V 250 A static inverter, with AC generator and AC 115 V warnings, optional. Fluorescent tube cabin lighting and/or individual lights optional.

Basic equipment: Dual anticollision lights, navigation lights, portable fire extinguisher, board tool kit, first aid kit, full range of powerplant and systems control and monitoring instrumentation with warnings, attitude ind., airspeed ind., turn and slip ind., magnetic compass, gyrocompass, HSI, altitude ind., ROC ind., VHF comm 1, mechanical clock.

Optional radio-nav. equipment: Digital ADF, VOR 1 receiver, audiopanel, VOR/LOC converter, transponder, altitude encoder, marker beacon receiver, DME, VHF comm 2 transceiver, VOR 2 receiver, radar altimeter, RNAV receiver, HF comm.

Operational equipment: According to mission: 800 kgs cargo sling, 120 kgs hoist, stretchers and casualty care equipment, and agricultural equipment for spreading (2 disc spreaders), dusting (2 pneumatic dusters), LV spraying (62 jets), or ULV spraying (6 atomisers), with 500 or 600 litre hoppers.

DESIGN DEVELOPMENT: First flight on June 3, 1979. Allison/FAA DER approval of power plant installation November 6, 1980. GDCA Type Certificate for Basic Model (Supplemental Type Certificate acc. to FAR 29 Amdt 12 to Mi-2 Type Certificate) as Cat. B multipurpose utility helicopter October 1, 1981. Three preproduction demonstrators flying under GDCA supervision since October 2, 1981. GDCA Type Certificate for advanced Mk. I Model (Separate Type Certificate) as Cat. B multipurpose utility helicopter with Cat. A powerplant isolation January 31, 1986. First production batch in manufacture — first delivery August, 1986. Under development: New more powerful version for Cat. A powerplant and performance certification and enhanced hot/high capabilities — expected in production in late 1987. New 275 kgs hoist in tests — GDCA approval expected in June, 1988. New cockpit module with full IFR equipment as well as low pilot's workload. Tests required for operation under FAR 127, 133, 135, 137 completed.

TECHNICAL DATA

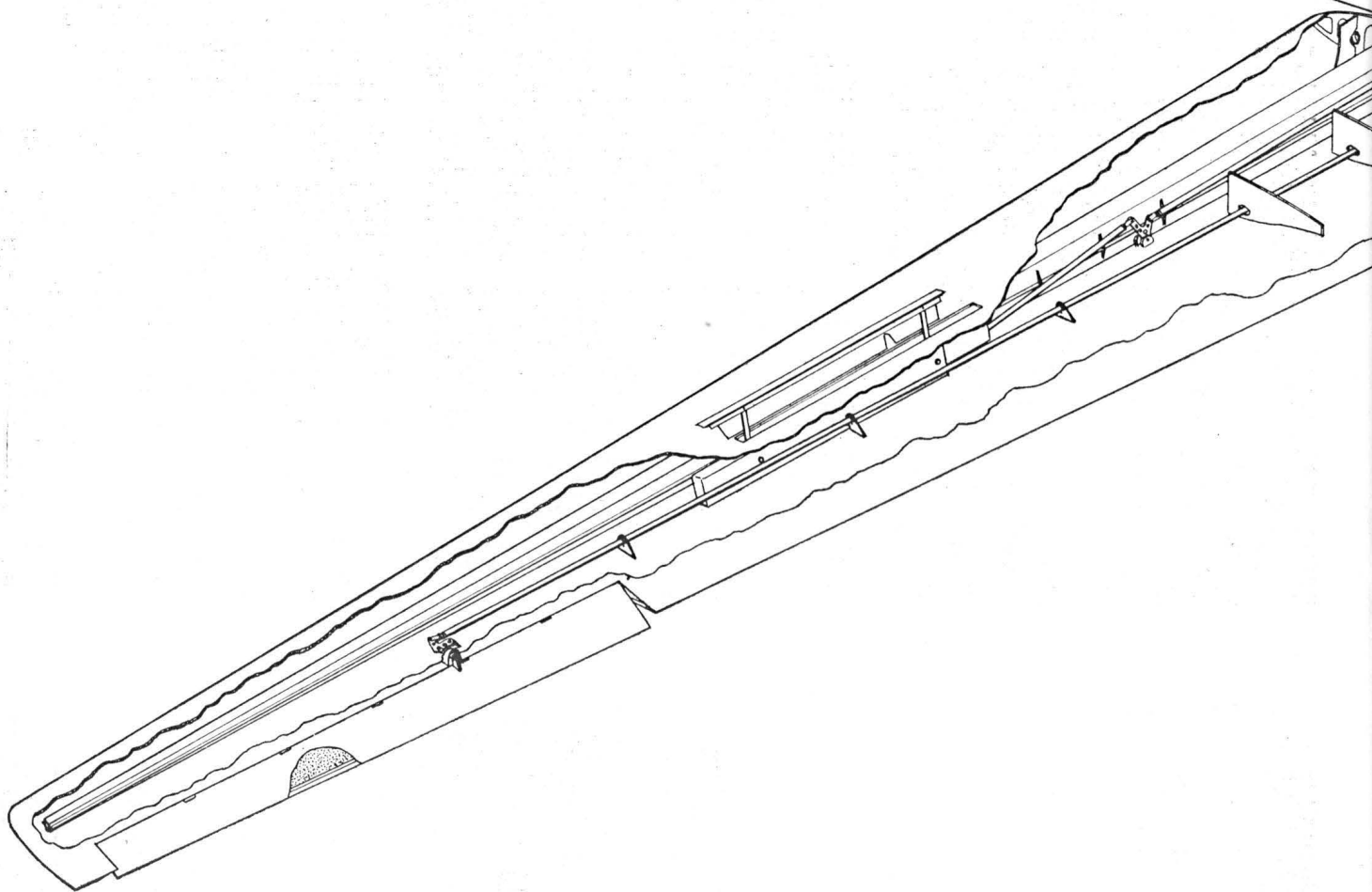
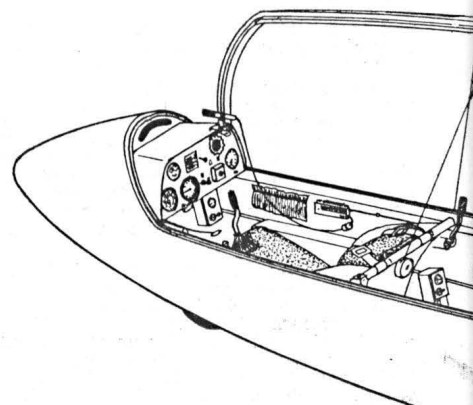
Dimensions
 Main rotor diameter 14,56 m
 Tail rotor diameter 2,70 m
 Length overall, rotors turning 17,35 m
 Length of fuselage 12,03 m
 Height to top of rotor hub 3,75 m
 Stabiliser span 1,84 m
 Max width of fuselage 1,60 m
 Wheelbase 2,71 m
 Wheel track 3,05 m
Cabin dimensions
 length, incl. flight deck 4,07 m
 max width 1,50 m
 max height 1,62 m
 Baggage compartment volume 0,40 m³
 Floor area 5,86 m²

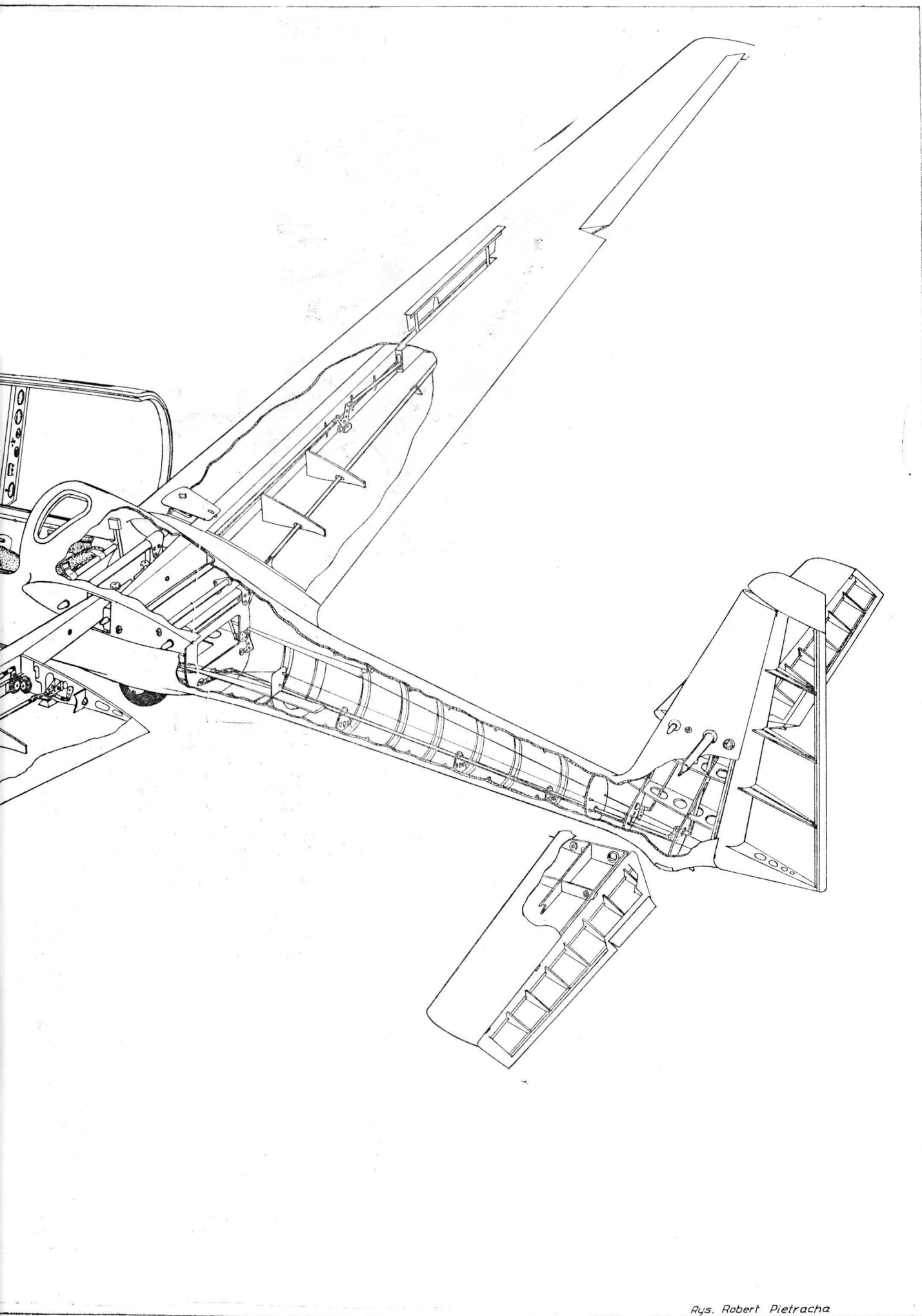
Weights

Weight empty, standard 2000 kg
 Normal T-O weight 3350 kg
 Max T-O weight 3550 kg
Performance (normal T-O-weight)

V _{NE} at S/L	ISA	ISA+15°C
Max cruising speed at S/L	210	190 km/h
Econ. cruising speed at S/L	210	190 km/h
ROC, T-O power, S/L	190	190 km/h
ROC, normal cruise power, S/L	8,75	7,59 m/s
ROC, OEI, max cont. power, S/L	6,97	4,87 m/s
Hovering ceiling, OGE, T-O power	1,01	0,40 m/s
Hovering ceiling, IGE, T-O power	1375	700 m
Service ceiling (limited)	2500	1900 m
Range, std fuel, 30 min reserve	4000	4000 m
Range, aux fuel, 30 min reserve	433	418 km
Fuel consumption, econ. cruising	741	723 km
speed, S/L	207	207 l/h

SZD-50-3 PUCHACZ





Rys. Robert Pietracha

Type: Fourteen-seat general-purpose medium weight helicopter

VERSIONS:

- passenger, for 12 passengers,
- frighter, with 2100 kg capacity external cargo sling and 150 kg capacity onboard hoist,
- ambulance, for 4 patients on stretchers and a medical attendant,
- pilot training, with dual controls.

DESIGN: Twin-turboshaft helicopter with four-blade main rotor, three-blade tail rotor and non-retractable tricycle landing gear.

Rotor system: Four-blade fully articulated main rotor and three-blade tail rotor. Main rotor has a pendular Salomon type vibration absorber, providing smooth flight and low vibrations levels. Blades of both rotors constructed of laminated glassfibre reinforced with epoxy resin. Main rotor blades have tapered tips. Three hydraulic boosters for longitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor, and one booster for tail rotor control. Electrically de-icing system for rotor blades. Rotor transmission brake fitted.

Rotor drive: Transmission driven via main rotor, intermediate and tail rotor gearboxes. Tail rotor drive shaft of duralumin tube with splined couplings. From the main rotor gearbox there are driven generator and alternator, two hydraulic pumps, air compressor and two tachometers.

Fuselage and tail unit: Conventional light alloy semi-monocoque fuselage with circular section tailboom and fin integral with tailboom structure. Horizontal stabilizer, under the end of tailboom, has a single spar, is built up of fibreglass-epoxy, and is not interconnected with the main rotor control drive. Cockpit with pilot (on port side) and flight engineer, side by side. Adjustable seats with safety belts. Dual controls and dual flight instrumentation optional. Accommodation for 12 passengers in main cabin. Seats removable for carriage of internal cargo. Luggage space at rear of cabin. Internal cabin dimensions: length 3.20 m, max width 1.55 m, max height 1.40 m. Door on each side of flight deck: large (height 1.20 m, width 1.25 m) sliding door for passenger and/or cargo loading at rear of cabin on starboard side; second slide door (height 1.20 m, width 0.95 m) on port side at forward end of cabin. Windscreen wiper for pilot



and co-pilot. Cabin sound-proofing, ventilation and heating standard.

Landing gear: Non-retractable tricycle type with tail-skid. Twin-wheel castoring nose unit; single wheel on each main unit. Main wheel fitted with pneumatic brakes. Oleo-pneumatic shock-absorbers on all units. Main-wheel tyres size 700X250 mm, nose-wheel tyres size 400X140 mm. Ski landing gear optional.

Power plant: Two PZL-10W (PZL-Rzeszów development of Glushenkov TVD-10) turboshaft engines, each with rating 662 kW (900 shp) for T-O and 30 min, max continuous rating 515 kW (700 shp) and emergency rating 846 kW (1150 shp) for 8 min. Power plant is equipped with electronic fuel control and power governing, incorporating automatic torque sharing control as well as an automatic engine rpm trimming system. Engines and main rotor gearbox are mounted to a bed frame, eliminating any drive misalignment due to deformations of the fuselage structure. Bladder fuel tanks beneath cabin floor with total capacity of 1700 litres. 1100 litres auxiliary fuel tanks on flight deck optio-

nal. Dual engine inlet de-icing standard. Each engine bay equipped with automatic and manual fire extinguishing system.

Systems: Two independent hydraulic systems for controlling main and tail rotors, unlocking collective pitch control lever, nad feeding damper of directional steering system. Pneumatic system for main-wheel brakes only. Electrical system providing both AC and DC power. Automatic power control system linking power plant and rotor pitch for optimum performance. Fire detection and extinguishing system. Cabin heating by engine bleed air. Air-conditioning and oxygen systems optional. Anticollision lamps and navigation lights.

Avionics and equipment: Standard IFR nav/com avionics. Two-axis autopilot standard. Stability augmentation warning system. Meteorological radar.

DESIGN DEVELOPMENT: The PZL W-3 Sokół was designed by a team headed by S. Kamiński at PZL-Świdnik works. First of five prototypes was flown for the first time on 16 November 1979. The series production of the Sokół is started in 1985.

TECHNICAL DATA

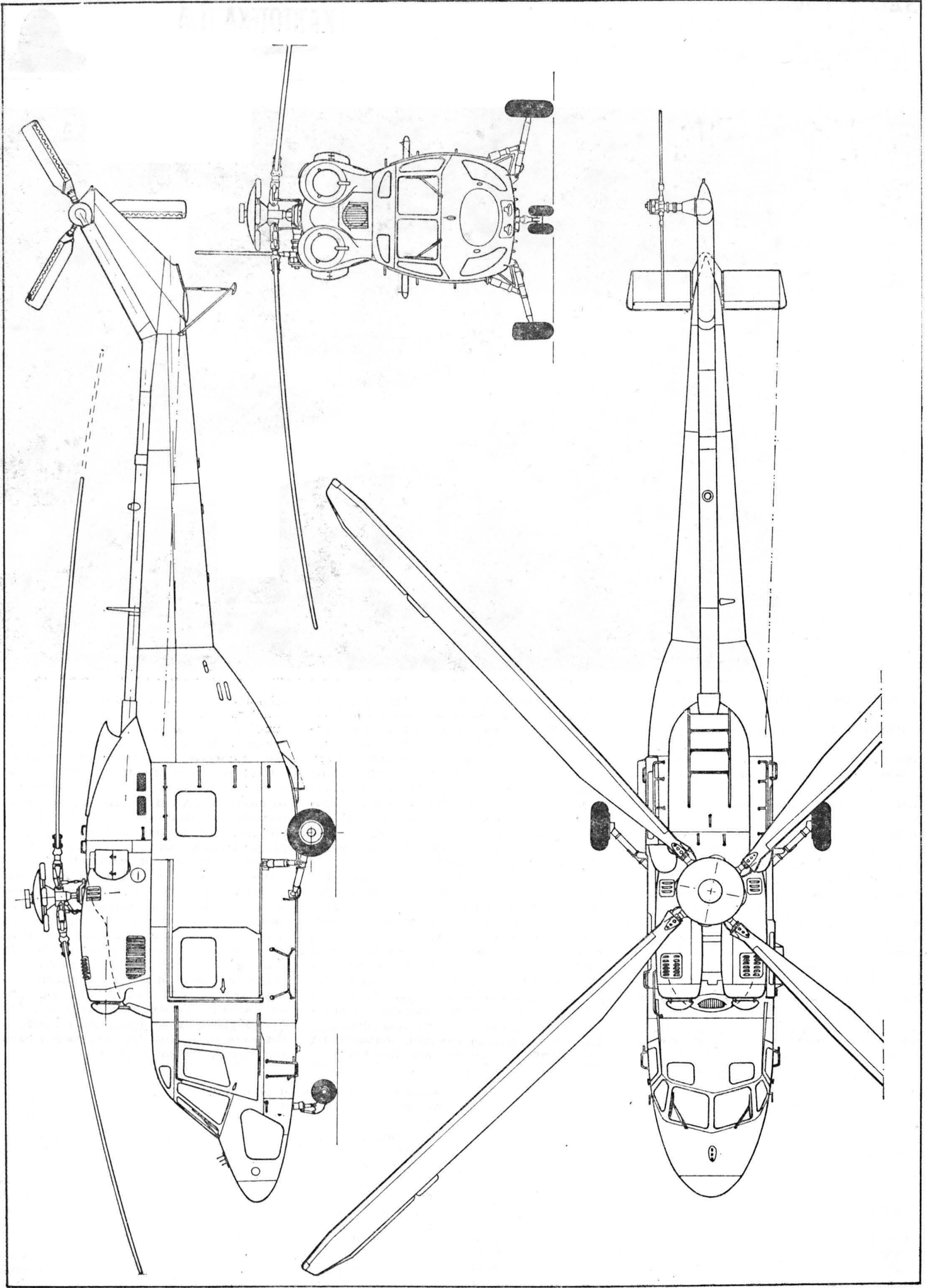
Dimensions

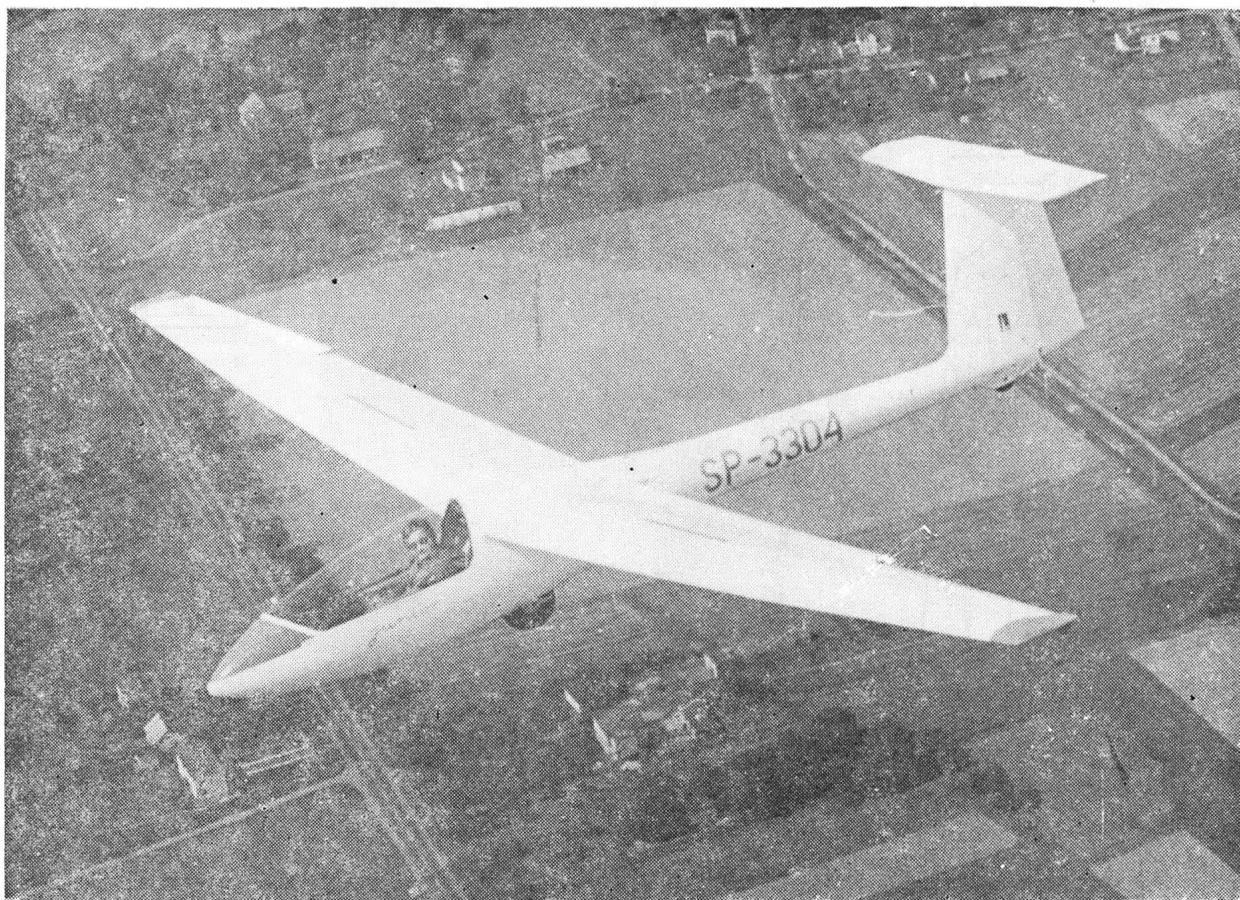
Main rotor diameter	15.70 m
Tail rotor diameter	3.03 m
Length overall, rotors turning	18.85 m
Length of fuselage	14.22 m
Height to top of rotor head	4.20 m
Stabilizer span	2.38 m
Wheel track	3.40 m
Wheelbase	3.55 m
Main rotor disc	193.6 m ²
Tail rotor disc	7.2 m ²
Weights	
Minimum basic weight empty	3300 kg
Basic operating weight empty (general-purpose versions)	3630 kg
Useful load	2770 ÷ 3100 kg
Max payload internal	2100 kg
Max payload external	2100 kg

Normal T-O weight	6100 kg
Max T-O weight	6400 kg

Performance (at normal T-O weight at 500 m, ISA)

Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed	255 km/h
Max cruising speed	235 km/h
Economical cruising speed	220 km/h
Max rate of climb at S/L	10.0 m/s
Max vertical rate of climb at S/L	2.3 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	
— at emergency rating	0.70 m/s
Service ceiling	5100 m
Hovering ceiling IGO (in ground effect)	2750 m
Hovering ceiling OGO (out of ground effect)	2100 m
Range, standard fuel, no reserves	680 km
Range, with auxiliary fuel, no reserves	1165 km
Endurance	
standard fuel, no reserves	4 h 10 min
with auxiliary fuel, no reserves	7 h 10 min
EO/631/K/86	A.G.





Type: Single-seat Club Class glider

DESIGN: Shoulder-wing glassfibre-epoxy sailplane with T-tail and non-retractable mono-wheel landing gear.

Wings: Cantilever shoulder-wing monoplane of double-tapered form. Wing sections: FX-SO 1-196 at root and SO 1/2-158 at tip. Dihedral 3°. No sweep at quarter-chord. Single-spar monocoque structure. Glassfibre sandwich skin with foam core I-section spar with box-type root part. Metal root rib. Duralumin single-plate airbrakes on upper wing surface only. Airbrake box, the airbrake push-rod actuating system as well as ailerons — suspended on the spar. Monocoque glassfibre aileron hinged in five points and actuated in one point by push-rod system. Automatic engagement of the airbrake actuating system and the aileron actuating system during assembling the wing with the fuselage. The wing tips with skids protecting the ailerons.

Fuselage: All-glassfibre monocoque struc-

ture stiffened in the rear part with the glassfibre semi-frames and foam ribs. The steel-tube welded framework in the central part; the wings and undercarriage are attached to it. One-piece cockpit canopy side hinged. Seat arranged to obtain sitting-like pilot's position. The backrest adjustable on ground, rudder pedals adjustable in flight. Cabin ventilation with adjustable air blow onto the canopy and the pilot. Front and bottom towing hooks. Hooks actuated by cables.

Tail unit: Cantilever T-tail of glassfibre sandwich structure with foam core. Fin integral with fuselage. In the fin integrally-mounted aerial. Fabric-covered rudder. Horizontal tail unit with tailplane and elevator. Mass-balanced elevator with spring trim operated from the cockpit. Elevator actuated by push-rods, rudder by cables.

Landing gear: Non-retractable semi-recessed main wheel of 400 mm diameter. Disc brake on main wheel, actuated by cable. Tailwheel of 200 mm diameter.

Equipment: The instrument panel with standard equipment: airspeed indicator, altimeter, variometer, turn indicator and compass. Optional items: artificial horizon, transceiver and oxygen equipment.

DESIGN DEVELOPMENT: The SZD-51 Junior Club Class sailplane was designed to meet the JAR-22 regulations. The requirements for this sailplane included: easy pilotage, low landing and circling speed, proper stalling and spin characteristics, effective airbrake and wheel brake, allowable range of weight of a pilot with parachute; 55 to 110 kg without the need of use of balancing weight, easy ground handling, maintenance, servicing and repairs. It may be used for first solo flight after flying on training biplace glider, for training in aerobatics and for performance flights including diamond-leg flights. The prototype SZD-51-I flew for the first time on 1983-08-10. In 1984 were built and sold first 5 gliders from information batch. In 1985 were terminated the information batch and started the lot production.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	15.0 m
Length overall	6.69 m
Height overall	1.57 m
Wing area	12.51 m ²
Wing aspect ratio	18
Mean aerodynamic chord	0.88 m
Cockpit width	0.62 m
Cockpit height	0.88 m
Tailplane span	2.75 m

Weights and loadings (at pilot weight 90 kg)

Weight empty, equipped	215 kg
Max T-O weight	380 kg
Max wing loading	30.4 kg/m ²
g limits	+5.3/-2.65
Performance	
Best glide ratio	35
at	78 km/h
Min. sinking speed	0.6 m/s
at	72 km/h
Stalling speed	60 km/h
Max permissible speed	220 km/h
Max aero-tow speed	140 km/h
EO/1440/K/85	A.G.

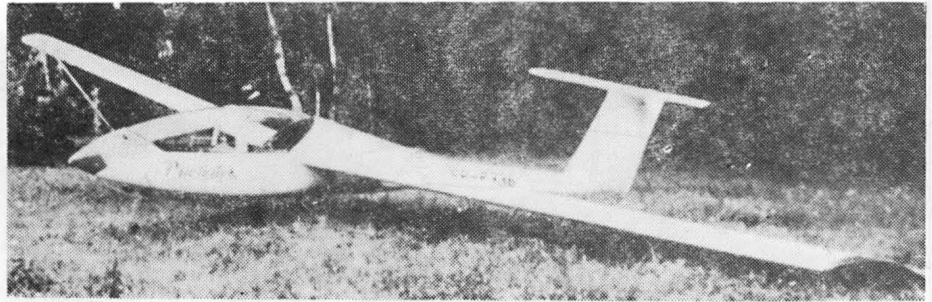
Type: Training glider

DESIGN: Two-seat mid-wing monoplane metal structure partly covered with fabric, with non-retractable landing gear.

Wings: Rectangular shape, sweep forward 3°. Wortmann FX S 02/1-158 wing section, dihedral 4°, angle of wing setting 5°. Wing built in two parts, torsion-box type, two-spar. Spars made from milled strips of duralumin T-sections, the rear spar being shorter. Duralumin ribs, spaced in the nose part in 750 mm (average) intervals and in the trailing part in 420 mm (average) intervals. Skin: in the nose part - duralumin (PA-7), in the root part - stiffened with duralumin angle bars, in the trailing part - fabric. Two-piece slotless ailerons with span of 280 cm and chord of 24 cm, deflectable upwards by 20° and downwards by 15°. Aileron structure: metal, covered with fabric, each half (segment) of the aileron consists of a spar, 5 duralumin ribs and nose torsion-box. The aileron halves and complete ailerons are symmetrical and thus interchangeable. Airbrakes on each wing, at a distance of 3 m from the fuselage, extendable from the upper and lower surface, 150 cm wide each. Fitting of wings to the fuselage: each half fastened in three points, two main mounting points being situated at the main spar and the third one — at the rear spar.

Fuselage: Oval cross-section. Monocoque sheet duralumin structure, reinforced with 9 frames. The front part consists of two riveted halves made in PA-2 duralumin sheet and comprises a two-seat cockpit with the rear seat adjustable in longitudinal and vertical directions whilst the front seat is associated with adjustable control pedals. The cockpit is covered with a two-piece side-hinged canopy, openable to the right (both parts can be opened independently). The entire front fuselage section, including the cockpit, is patterned after the SZD-50 Puchacz sailplane, with taking into account users' opinions on this glider. Aft of the cockpit — a plane truss for wing mounting and, in the vicinity, the main frame to which the landing gear is attached. The remaining part of the fuselage consists of two cones of developable surface, made in PA-7 duralumin sheet, riveted to each other and to the front part. Fin integral with the fuselage.

Tail unit: T-tail, with stabilizers and control surfaces designed as separate units. Vertical tail unit swept, tapered, NACA 64015 section, with chord of 120 cm at the root and 100 cm at the tip. All-metal structure covered with PA-7 duralumin sheet. Rudder with 5 duralumin ribs, fabric covered, deflectable by 30° to each side. The rudder chord makes 40% of the vertical tail unit chord. Tail plane of rectangular form, Wortmann FX 71-L-150/30 section, chord of 71.4 cm, setting angle of 6°. The horizontal stabilizer structure — metal, single-spar, with 16 ribs. Skin made in PA-7 duralumin sheet stiffened with duralumin angle bars in the central part of the lower surface. Elevator built in two parts, with metal structure, i.e. the nose part and ribs are made in sheet metal, covered with fabric. The elevator can be deflected upwards by 25° and downwards by 20°. Width of each rudder half — 165.8 cm, chord — 21.4 cm. The left half provided with a trimming tab of 62.4 cm width and 7.25 cm chord.



Control: Ailerons, airbrakes and elevators actuated by push-rods, rudder — by cables.

Landing gear: Non-retractable, main wheel of 350×135 mm size on a suspension arm with a shock absorber (the shock absorber adopted from the tail landing gear of the PZL-104 Wilga aeroplane, modified). Fully-castering tail wheel, sprung with a rubber block, tubeless of 140 mm diameter (intended to prevent torsional loads which could be applied to the rear fuselage part in the case of incorrect landing). Wooden nose skid (glued ash) sprung with rubber disc pads.

Equipment: Basic instruments installed in the cockpit instrument panel (a PZL set): airspeed indicator, altimeter, turn indicator, compass, two variometers (one of them — electrical), transceiver. Aero-towing and winch-towing hooks in the front part of the fuselage.

DESIGN DEVELOPMENT: In mid 1982, an idea of an inexpensive, robust and durable two-seat glider for mass training in aeroclubs, capable to supersede the getting worn out SZD-9 Bocians, arose in the Aero-Club of the Polish People's Republic. This idea was brought within interests of the Engineering Office for Implementation of New Projects at the PZL Association, where this glider was included into the general problem of light aviation, and then the Association board of directors were made interested in it. Since the Polish glider manufacturer, i.e. the Glider Works PZL-Bielsko, were overtaken with high-performance sailplanes and advanced training glider, it was decided to charge the Transport Equipment Manufacturing Centre (WSK) PZL-Krosno with development and production of the training glider, though glider production at this factory had been terminated twenty years before. However this factory had no experience in modern glider technology (the production of gliders was stopped when they were built as wooden structures) but specialized themselves in production of metal aircraft components (in majority-landing gears and fuselage trusses for aeroplanes), therefore the concept of metal glider structure was chosen. Such design ensured, moreover, high reliability and durability. Design of the training glider, designated KR-03 and named Puchatek, was

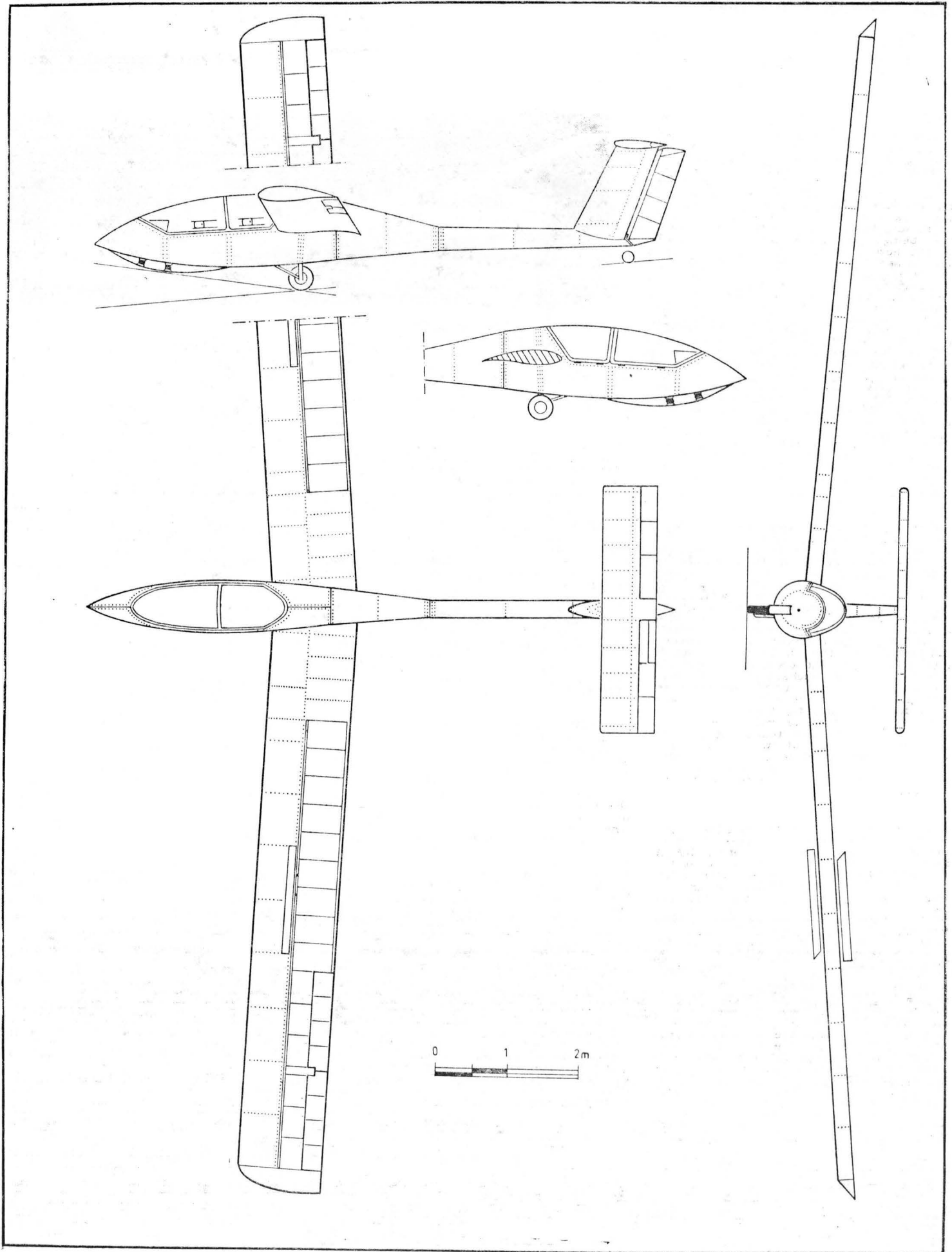
ordered at WSK PZL-Krosno Design Office, headed by Stanisław Kustron, B. Sc., and Jerzy Krawczyk M. Sc., was appointed the leader of the designers' team.

Considering inadequate experience in glider designing and poor test basis of the Krosno Works, other Polish industrial, research and scientific centres were also engaged in this job. Calculations of the aerodynamic design were carried out with assistance of the Glider Works PZL-Bielsko, the flatter was computed with participation of the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec (the Mielec computing centre was also employed), elastic tests of critical assemblies were carried out at the Institute of Aviation at the Rzeszów University of Technology which was also charged with static tests of the first prototype. The Aero-Club of the Polish People's Republic were also consulted. The first design work was commenced in January 1983 and the foredesign was completed and accepted in May 1983. At the beginning of 1984, the work at prototype drawings was started and construction of the first prototype was began in the middle of the same year. The first assemblies of this aircraft were ready in August 1984 and in May 1985 the first complete prototype was transported to Rzeszów for static tests to be carried out. At the same time, another prototype intended to be flight tested was built. In mid July 1985 it was approved by the Civil Aircraft Inspectorate (IKCSP). Having obtained identification marks SP-P336, this prototype was flown for the first time on 18th July 1985 and on 1st Aug. 1985 the first official flight, which took 7 min., was performed by Jerzy Smielkiewicz, Eng., Test Pilot of Class I. The pilot lot (for monitoring operation by the Aero-Club of the Polish People's Republic) is planned to be made in 1986 and the lot production is to be started in 1987. The KR-03 Puchatek glider is intended for mass training with the use of a launching winch, developed simultaneously at the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec.

Both manufacturing methods and glider production tooling were fully developed at WSK PZL-Krosno (under supervision of Stanisław Sznajder, M. Sc., the Chief Process Engineer), e.g. the halves of the front fuselage part are pneumatically pressed in special dies under a pressure of ca. 1.2÷1.5 MPa. The construction tooling for building the prototypes is intended to be employed directly at the lot production. The KR-03 Puchatek is a glider planned by its designers for further development.

TECHNICAL DATA

Wing span	16.38 m	Tailplane span	3.50 m
Length overall	8.24 m	Weight empty, equipped	280 kg
Height overall	1.50 m	Max. T-O weight	460 kg
Wing area	19.44 m ²	Max. wing loading	23.9 kg/m ²
Wing aspect ratio	13.6	Performance (as calculated)	
Wing chord	1.20 m	Min. speed	58.5 km/h
		Max. permissible speed	200 km/h
		Min. sinking speed	0.8 m/s
		Best glide ratio	24:6
		EO/1440/K/85	P.G.



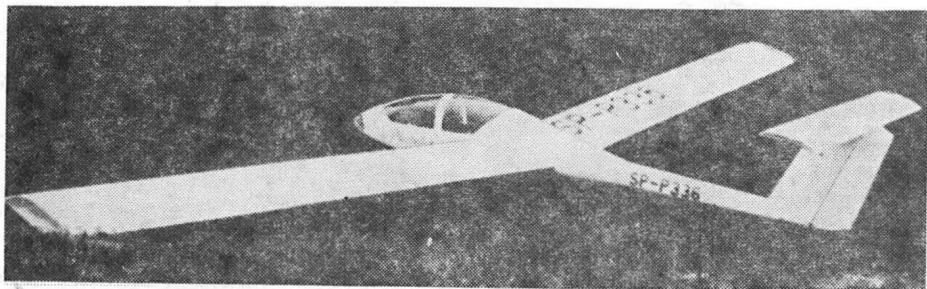
Szybowiec szkolny

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy metalowy średniopłat, częściowo kryty płótnem, ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, ujemny skos 3°, profil Wortmann FX S 02/1-158, wznios 4°, kąt zaklinowania 5°. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, dwudźwigarowa. Dźwigary ze szrezowanych pasów z teowników duraluminiowych, dźwigar tylny krótszy. Żebra duraluminiowe, w części noskowej średnio co 750 mm, w części spływowej średnio co 420 mm. Pokrycie części noskowej duraluminiowe (PA-7) w części nasadowej usztywnione kątownikami duraluminiowymi, w części spływowej — płóciennym. Dwudzielne bezszczelinowe lotki o rozpiętości 280 cm i cięciwie 24 cm, wychylane w górę o 20°, a w dół o 15°. Konstrukcja lotek metalowa, kryta płótnem, każda połowka (segment) lotki składa się z dźwigarka, 5 żebier duraluminiowych i kesonu noskowego pracującego na skręcanie. Połówki lotek i lotki są symetryczne, więc zamienne. W odległości 3 m od kadłuba, na każdym skrzydle, wysuwane z powierzchni górnej i dolnej hamulce aerodynamiczne, każdy o szerokości 150 cm. Mocowanie skrzydeł do kadłuba — każda połowka trzema węzłami, dwa główne na dźwigarze głównym i trzeci na dźwigarze tylnym.

Kadłub. Przekrój owalny. Konstrukcja skorupowa, z blachy duraluminiowej, wzmacniona 9 wręgami. Część przednia składa się z dwóch nitowanych połówek z blachy duraluminiowej PA-2 i mieści dwuosobową kabinę, w której fotel tylny ma regulowaną wysokość i odległość, a fotel przedni — regulowane pedały sterownicze. Kabina osłonięta otwierana w bok, w prawo, dwuczęściową osłoną (części otwierane niezależnie). Cała część przednia kadłuba wraz z kabiną jest wzorowana na szybowcu SZD-50 Puchacz, z uwzględnieniem uwag użytkownikom tego szybowca. Za kabiną płaska kratownica służąca do mocowania skrzydeł. W pobliżu znajduje się główna wręga, do której montowane jest podwozie. Pozostała część kadłuba stanowią dwa stożki o powierzchniach rozwijalnych z blachy duraluminiowej PA-7, nitowane ze sobą i do części przedniej. Integralny z kadłubem statecznik pionowy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, z podziałem na stateczniki i stery. Usterzenie pionowe skośne, o obrysie trapezowym i profilu NACA 64015, cięciwa u nasady 120 cm, na końcu 100 cm. Konstrukcja metalowa kryta blachą duraluminiową PA-7. Ster kierunku z 5 żebierami duraluminiowymi, kryty płótnem, wychylany w prawo i w lewo po 30°. Cięciwa steru kierunku stanowi 40% cięciwy usterzenia pionowego. Usterzenie poziome o obrysie prostokątnym, profil Wortmann FX 71-L-150/30, cięciwa 71,4 cm, kąt zaklinowania 0°. Konstrukcja statecznika metalowa, jednodźwigarowa z 10 żebierami. Pokrycie z blachy duraluminiowej PA-7, na dolnej powierzchni w części centralnej usztywnione kątownikami duraluminiowymi. Ster wysokości dwudzielny, konstrukcji metalowej — część noskowa i



żebra — z blachy; pokrycie płócienne. Ster wychylany ku górze o 25° i ku dołowi o 20°. Szerokość połowki steru kierunku 165,8 cm, cięciwa 21,4 cm. Na lewej połowce klapka wyważająca o szerokości 62,4 cm i cięciwie 7,25 cm.

Sterowanie. Lotki, hamulce i ster wysokości aerodynamiczne wychylane popychaczami, ster kierunku — linkami.

Podwozie. Stałe, koło główne 350×135 mm na wahaczu amortyzowanym (amortyzator z tylnego podwozia samolotu PZL-104 Wilga, zmodyfikowany). Z tyłu samonastawne, amortyzowane klockiem gumowym kółko bezdętkowe 140 mm (w założeniu — ma zapobiegać skręceniom tylnej części kadłuba przy nieprawidłowym lądowaniu). Z przodu płoza drewniana (klejony jesion) amortyzowana krążkami gumowymi.

Wyposażenie. W kabinie podstawowe przyrządy umieszczone w tablicy (zestaw PZL): prędkościomierz, wysokościomierz, zakręłomierz, busola, dwa wariometry (w tym jeden elektryczny), radiostacja. W przedniej części kadłuba zaczep do holowania przez samolot i zaczep do holowania przez wyciągarkę.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W połowie 1982 r. w Aeroklubie PRL powstała koncepcja taniego, wytrzymałego i trwałego szybowca dwumiejscowego do masowego szkolenia w aeroklubach, który zastąpiłby wysłużone SZD-9 Bocian. Koncepcją tą zainteresowano Biuro Techniczne Nowych Uruchomień Zrzeszenia PZL, gdzie szybowiec włączono do problemu węzłowego lotnictwa lekkiego, a następnie zainteresowano nim dyrekcję Zrzeszenia. Ponieważ krajowy wytwórca szybowców, PDPS PZL-Bielsko-Biała, był przeciążony pracami nad szybowcami wyczynowymi i szybowcem treningowym, szybowiec szkolny zdecydowano się powierzyć wytwórni WSK PZL-Krosno, w której produkcji szybowców zakończono przed dwudziestu laty. Ponieważ wytwórnia ta nie ma żadnego doświadczenia w dziedzinie nowych technologii szybowcowych (produkcję szybowców zakończono na etapie konstrukcji drewnianych), a wyspecjalizowała się w produkcji

metalowej (głównie podwozia i kratownicy kadłubów samolotów) — zdecydowano się na metalową konstrukcję szybowca. Konstrukcja taka gwarantowała ponadto dużą wytrzymałość i trwałość. Opracowanie szybowca szkolnego, oznaczonego KR-03 i nazwanego Puchatek, zlecono biuro konstrukcyjnemu pod kierunkiem inż. Stanisława Kustronia w WSK PZL-Krosno, zaś konstruktorem wiodącym został mgr inż. Jerzy Krawczyk. Wobec braku doświadczenia wytwórni krośnieńskiej w konstruowaniu szybowców i niedostatecznej bazy badawczej, skorzystano z pomocy innych krajowych lotniczych ośrodków naukowo-badawczych i przemysłowych. Obliczeń projektu aerodynamicznego dokonano przy pomocy PDPS PZL-Bielsko-Biała, obliczeń flatterowych — przy pomocy WSK PZL-Mielec (skorzystano też z mieleckiego ośrodka obliczeniowego), elastooptyczne próby głównych węzłów wykonano w Instytucie Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej, któremu powierzono też próby statyczne pierwszego prototypu. Konsultowano się również z Aeroklubem PRL i Szefostwem Techniki Lotniczej MON. W styczniu 1983 r. zaczęto pierwsze prace projektowe, a w maju 1983 r. został ukończony i przyjęty projekt wstępny. Na początku 1984 r. zaczęto opracowywać dokumentację prototypową i w połowie tego samego roku rozpoczęto budowę pierwszego prototypu. Pierwsze jego zespoły były gotowe w sierpniu 1984 r., a w maju 1985 r. pierwszy prototyp przetransportowano do Rzeszowa, w celu wykonania badań statycznych. Jednocześnie budowano drugi prototyp, przeznaczony do prób w locie. W połowie lipca 1985 r., został on odebrany przez IKCSP. Ze znakami SP-P336 wykonał pierwszy lot 18 lipca 1985 r., a 1 sierpnia 1985 r. pierwszy oficjalny lot, trwający 7 min (oblatywał pil. obl. I kl. inż. Jerzy Śmielkiewicz). W 1986 r. planowane jest wykonanie serii informacyjnej (do próbnej eksploatacji przez Aeroklub PRL), a na 1987 r. — rozpoczęcie produkcji seryjnej. KR-03 Puchatek przeznaczony jest do masowego szkolenia przy użyciu wyciągarki, która opracowywana jest równocześnie w WSK PZL-Mielec. Zarówno technologia, jak i oprzyrządowanie do budowy szybowca są oryginalne, opracowane w WSK PZL-Krosno (główny technolog — mgr inż. Stanisław Sznajder), np. połowki przedniej części kadłuba są tłoczone pneumatycznie w specjalnych formach, pod ciśnieniem ok. 1,2-1,5 MPa. Oprzyrządowanie konstrukcyjne dla prototypów przeznaczone jest od razu do produkcji seryjnej. KR-03 Puchatek jest konstrukcją, której dalszy rozwój został przewidziany przez konstruktorów.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,38 m
Długość	8,24 m
Wysokość	1,50 m
Powierzchnia nośna	19,44 m ²
Wydluzenie	13,6
Cięciwa skrzydła	1,20 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,50 m

Masa własna	280 kg
Masa całkowita	460 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	23,9 kg/m ²
Osiągi obliczeniowe	
Prędkość min.	58,5 km/h
Prędkość dopuszczalna	200 km/h
Min. prędkość opadania	0,8 m/s
Doskonałość	24,6
EO/1440/K/85	P.G.

ULS PW-2 Gapa



Type: Single-seat advanced training glider

DESIGN: Braced high-wing glassfibre-epoxy monoplane.

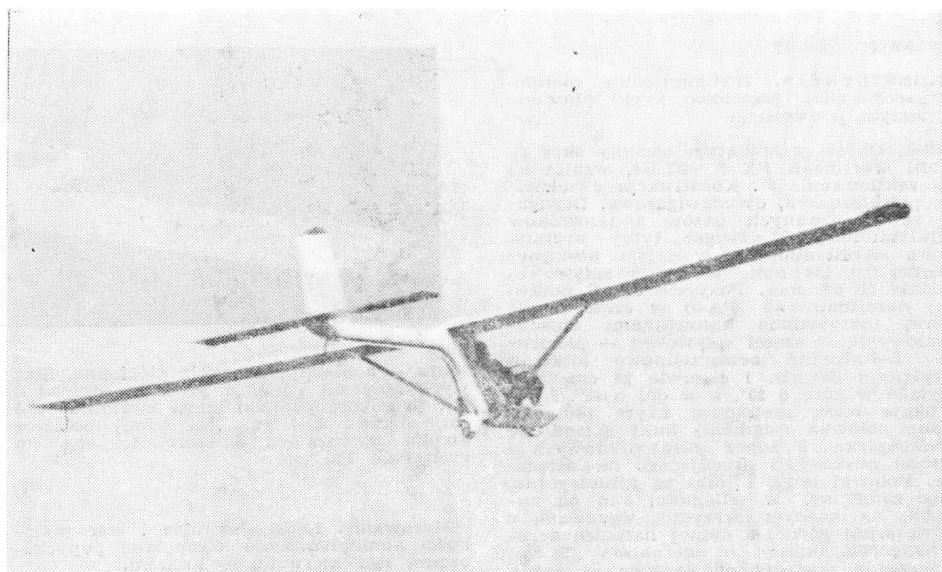
Wings: Rectangular shape. NACA 4415 wing section. Dihedral 1°. Wing built in two parts, single-spar, with a single-cell front torsion box. Torsion box and spar walls made as laminate structures. Spar flanges reinforced with rowing. Ribs cut from a pre-formed sandwich block (glassfibre/foam). The trailing part (aft of the spar) covered with fabric and doped. Metal mounting components fastened to the nose and to the spar with introduction of loads into the composite material without the use of a plywood block, with a single pin passing through both mounts. Braces made of duralumin tubes of 45 mm dia. × 1,5 mm cross-section, with turnable fairings used as airbrakes. Ailerons extend beyond the wing contour.

Fuselage: The front part includes seat pan, fuselage nose shield, small windscreen and flying controls (control stick, rudder bar, brake control lever). Pedals adjustable on ground. Instrument panel equipped with altimeter, airspeed indicator, variometer and bank indicator. The fuselage central part to which the wings and the main landing gear are attached, and the tail part are of circular cross-section. The fuselage consists of two halves glued together.

Tail unit: Laminate structure with ribs, covered with fabric. Tail plane of rectangular form, including the stabilizer and elevator. Vertical tail unit of tapered shape. Control system of the push-rod type, except the rudder which is actuated with cables.

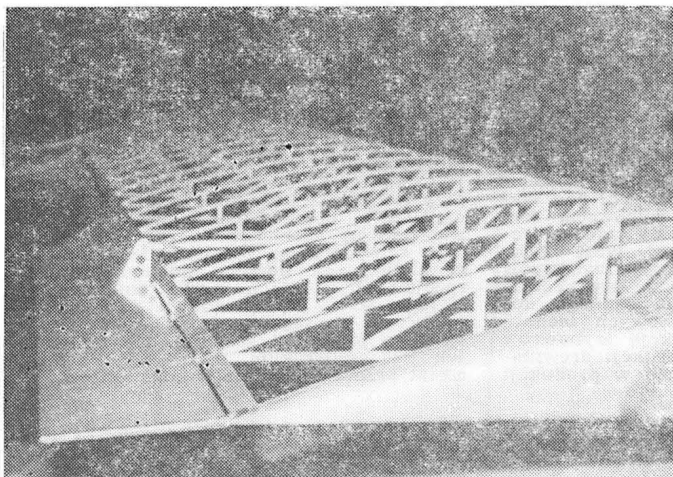
Landing gear: Nose skid made as an elastic composite beam with a rubber bumper. Main landing gear with a wheel of 255×110 mm size and a shock absorber (hydraulic type).

DESIGN DEVELOPMENT: In 1984, a Team for Composite Structures Manufacturing Methods at the Institute of Aero-

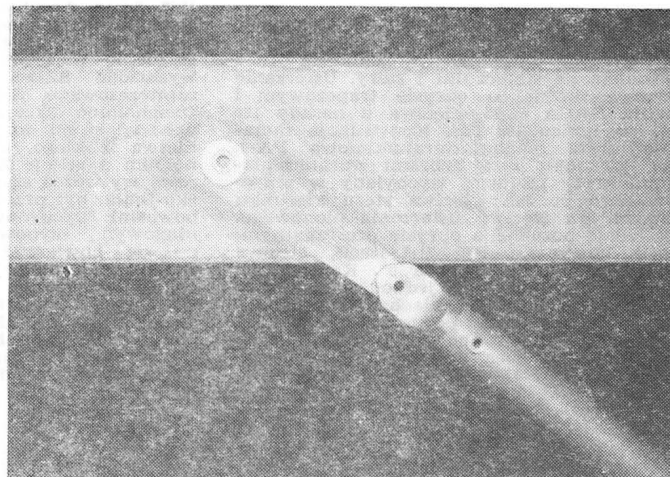


nautical Engineering and Applied Mechanics of the Warsaw University of Technology, consisting of: Roman Świtkiewicz, D. Eng., Krzysztof Drabarek, M. Sc., Jan Filipiak, M. Sc., Andrzej Gozdalik, M. Sc., Jerzy Kędzierski, M. Sc., Krzysztof Pierzchanowski, M. Sc., Przemysław Pleciński, M. Sc., and Stanisław Skrzypek, with students: Jerzy Tiereszko, Mariusz Brożek, Wojciech Frączek, Jacek Gadomski, Radosław Pochylski, Jakub Tabiszewski and Piotr Śmietanko, consulting Prof. Leszek Duleba and taking into consideration the experience gained during construction and testing of the ULS-PW glider (in 1981), designed and built 3 specimens of a glider named initially ULS-Zestaw and then PW-2 Gapa. The first specimen, assigned for static tests, was ready at the beginning of 1985. The second one, to be flight tested,

was flown for the first time on 25th July 1985 by January Roman, M. Sc. and the third one was flown on 18th Dec. 1985. The glider was designed according to requirements of the JAR-22 regulations. It may be used for single-seat training, being launched by winch tractor, automobile or bungee catapult. Overall dimensions of the glider, when folded and placed on a transport trailer, are: 5.5×1.2×1.6 m. The glider passed the tests in the latter part of 1985 and was granted the certificate in 1986. The third prototype is intended to be used for testing wings with vortex diffusers (winglets). The pilot lot of the Gapa gliders is planned to be manufactured in 1986. Further development work at this glider is to cover its two-seat version PW-3 intended for training flights and a powered glider PW-4.



Structure of wing



Wing brass strut mounting

TECHNICAL DATA

Wing span	11.0 m	Permissible load factor	+5.3/-2.65
Wing chord (aileron excluded)	1.10 m	Best glide ratio at the optimum speed of 61 km/h	16
Wing aspect ratio	9.52	Min. sinking speed at the economical speed of 55 km/h	1 m/s
Wing area	12.7 m ²	Min. speed	50 km/h
Length overall	5.50 m	Max. permissible speed	150 km/h
Height overall	2.45 m	Max. permissible wind speed at winch launching	12 m/s
Weight empty, equipped	110 kg	Glide ratio with airbrakes operative	6.7
Payload weight	110 kg	EO/1440/K/85 Fot. K. Pierzchanowski	A.G.
Max. T-O weight	220 kg		

Szybowiec jednomiejscowy szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Laminatowy (kompozyt szklano-epoksydowy) górnopłat zastrzałowy.

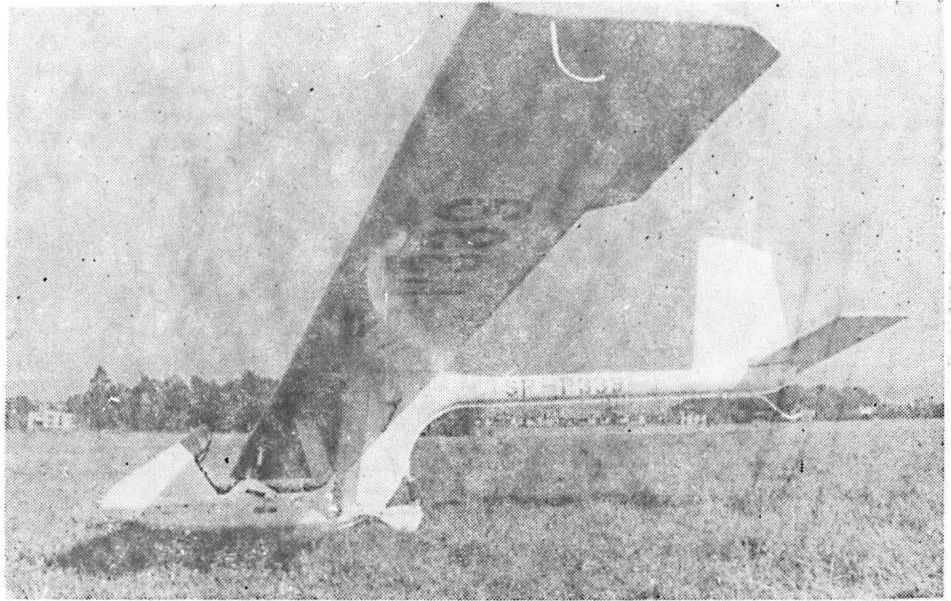
Plat. Obrys prostokątny. Profil NACA 4415. Wznios 1°. Dwudzielny, jednoźwigarowy z jednoobwodowym kesonem przednim. Keson i ścianka dźwigara warstwowe. Pasy dźwigara zbrojone włóknem ciągłym (rowingiem). Żebra cięte z uformowanego bloku o konstrukcji przekładkowej (laminat/pianka). Część spływowa (zadźwigarowa) kryta płótnem i cellonowana. Stalowe okucia na nosku i dźwigarze z wprowadzeniem sił w kompozyt bez pośrednictwa klocka sklejkowego, z jednym sworzniem przechodzącym przez oba okucia. Zastrzały z rur duralowych o średnicy 45×1,5 mm z obracanymi owiewkami, służącymi jako hamulce aerodynamiczne. Lotki poza obrysem skrzydeł.

Kadłub. Część przednia z miską fotela, osłoną noska kadłuba i małym wiatrochronem oraz sterownicą (drażek sterowy, orczyk, dźwignia hamulców). Pedaly przestawialne na ziemi. Tablica przyrządów wyposażona w wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr i chylomierz poprzeczny. Część środkowa kadłuba (do której mocowane są skrzydła i podwozie główne) oraz tylna o przekroju kołowym. Kadłub sklejkony z dwóch połówek.

Usterzenie. Usterzenie o konstrukcji laminatowej z żebrami, kryte płótnem. Usterzenie poziome prostokątne ze statecznikami i sterem. Usterzenie pionowe trapezowe. Układ sterowania popychaczowy, zaś steru kierunku — linkowy.

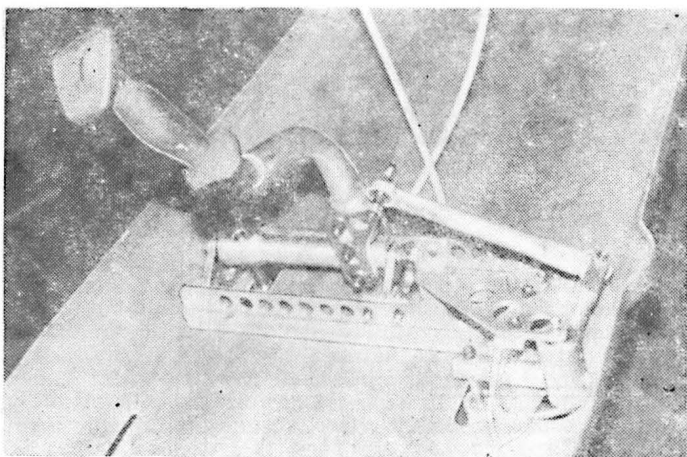
Podwozie. Płoza przednia ze sprężystej belki kompozytowej z gumowym ogranicznikiem. Podwozie główne z kołem lotniczym 255×110 mm i amortyzatorem (z amortyzatorami oleju).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W 1984 r. Zespół Technologii Konstrukcji Kompozytowych w Instytucie Techniki Lotniczej i

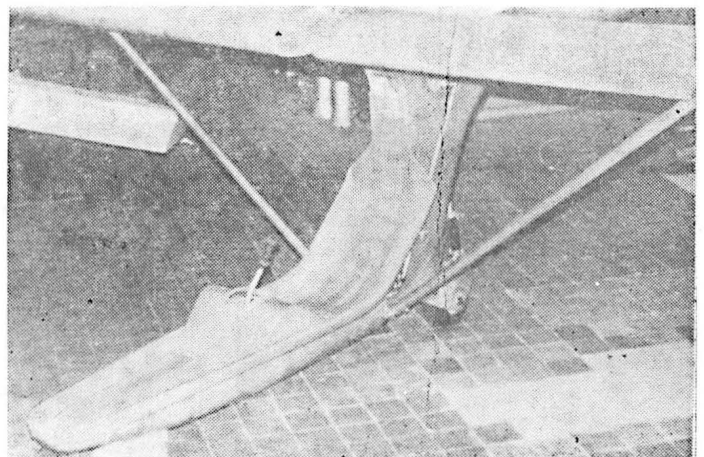


Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej w składzie: dr inż. Roman Switkiewicz, mgr inż. Krzysztof Drabarek, mgr inż. Jan Filipiak, mgr inż. Andrzej Gozdalik, mgr inż. Jerzy Kędzierski, mgr inż. Krzysztof Pierzchanowski, mgr inż. Przemysław Pleciński, techn. Stanisław Skrzypek i studenci: Jerzy Tiereszko, Mariusz Brożek, Wojciech Frączek, Jacek Gadowski, Radosław Pochylski, Jakub Tabiszewski i Piotr Smietanko, przy konsultacji prof. Leszka Dulęby, na podstawie doświadczeń z budowy i prób szybowca ULS-PW (z 1981 r.) zaprojektował i zbudował 3 egz. szybowca nazwanego początkowo ULS-Zestaw, a później PW-2 Gapa. Pierwszy egzemplarz, przeznaczony do prób statycznych, był gotowy na początku 1985 r., drugi, do prób w locie, wykonał pierw-

szy lot 25 lipca 1985 r. pilotowany przez mgr inż. Januarego Romana, zaś trzeci 18 grudnia 1985 r. Szybowiec został zaprojektowany wg wymagań przepisów JAR-22. Może służyć do szkolenia metodą jednomiejscową przy starcie za wyciągarką, ciągnikiem, czy samochodem lub z lin gumowych. Złożony szybowiec na wózku transportowym ma gabaryty 5,5×1,2×1,6 m. W drugiej połowie 1985 r. szybowiec przeszedł próby i uzyskał certyfikat w 1986 r. Na trzecim prototypie planowane jest zbadanie skrzydeł z rozpraszaczami wirów brzegowych. Przewidywane jest wykonanie w 1986 r. serii informacyjnej szybowców Gapa. Jako dalsze jego rozwinięcie przewidziana jest jego wersja dwumiejscowa PW-3 przeznaczona do lotów szkolnych oraz motoszybowiec PW-4.



Drażek sterowy

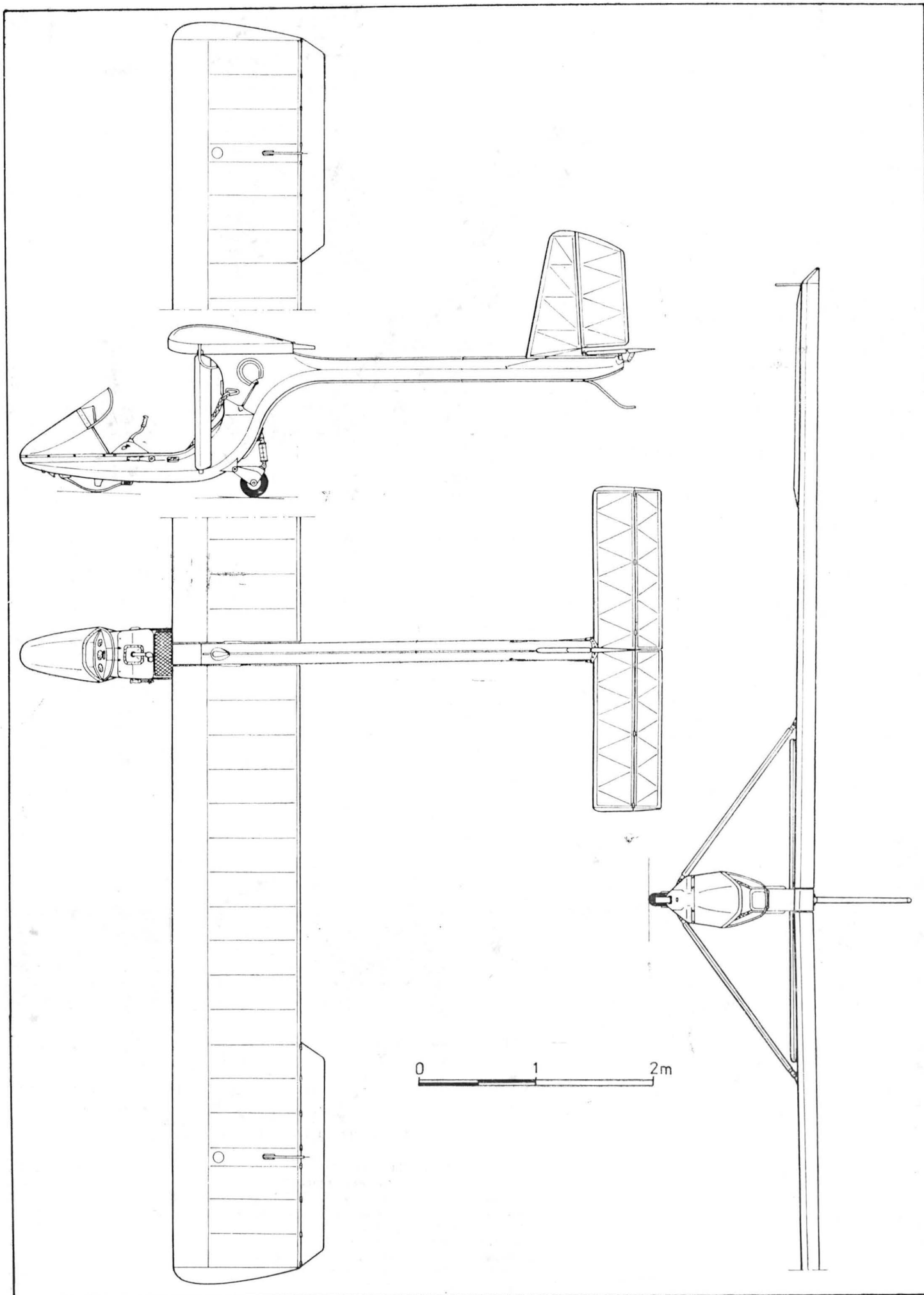


Konstrukcja przodu kadłuba

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	11,0 m
Cięciwa (bez lotki)	1,10 m
Wydłużenie	9,52
Powierzchnia nośna	12,7 m ²
Długość	5,50 m
Wysokość	2,45 m
Masa własna	110 kg
Masa użyteczna	110 kg

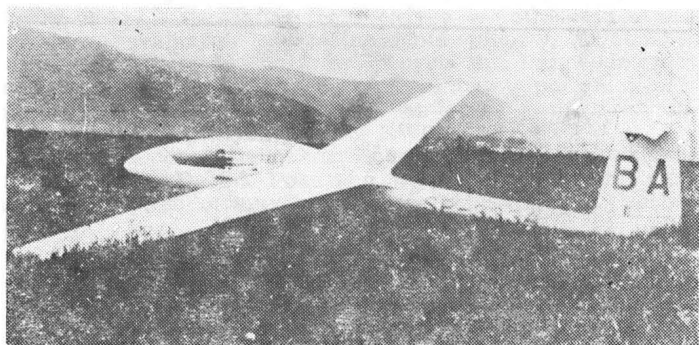
Masa całkowita	220 kg
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+5,3/-2,65
Doskonałość przy prędkości optym.	61 km/h
Opadanie min. przy prędkości ekonom.	55 km/h
Prędkość min.	1 m/s
Prędkość dopuszczalna maks.	50 km/h
Oopuszczalna prędkość wiatru przy starcie za wyciągarką	150 km/h
Doskonałość na hamulcach	12 m/s
	6,7
EO/1440/K/85	A.G.



SZD-48-3M Brawo • Polska •

Szybowiec jednomiejscowy klasy standard

W 1985 r. wykonał pierwszy lot szybowiec Brawo, będący odmianą szybowca SZD-48-3 Jantar Standard 3. W 1985 r. zbudowano 3 egz. Brawo. Różnią się one od Jantara Std. przede wszystkim o 35 kg mniejszą masą własną oraz większą o 0,26 m² powierzchnią nośną. Brawo ma zmodyfikowany profil skrzydła na krawędzi spływu, zmienione

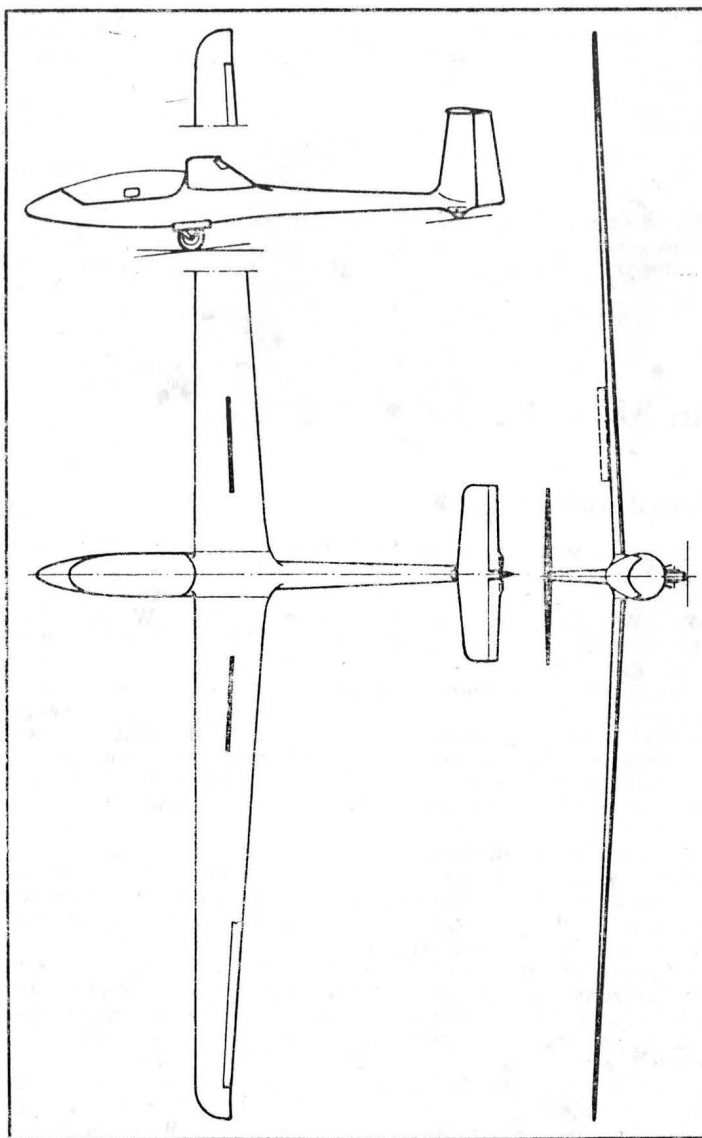


końcówki skrzydeł, lotki skrecone na końcach, hamulce aerodynamiczne tylko na górnej powierzchni skrzydeł, zwiększony wznios do 3°, zmniejszony balast wodny w skrzydłach do 130 kg, przesunięte do tyłu miejsce pilota, dodany balast wodny (7 kg) w stateczniku pionowym, dodatkowe dajniki ciśnienia w stateczniku pionowym i w tylnej części kadłuba oraz obrys steru kierunku jak w SZD-48-1. W wyniku tych zmian obciążenie powierzchni szybowca zmalało i uzyskał on bardzo dobre właściwości w krążeniu, zaś prędkość min. krążenia jest niższa o 10 km/h niż dla Jantara Std. 3. Natomiast doskonałość przy dużej prędkości lotu zmalała.

Dane techniczne

Rozpiętość 15 m
 Długość 6,7 m
 Wysokość 1,51 m
 Powierzchnia nośna 10,9 m²
 Wydłużenie 20,64
 Masa własna 240 kg
 Masa użyteczna maks. 250 kg
 Masa w locie bez balastu 372 kg

Doskonałość przy prędkości z (balastem) 120 km/h
 Opadanie min. przy prędkości 70 km/h 0,60 m/s
 Prędkość min. 64 km/h
 Prędkość dopuszcz. (w atm. spok.) 285 km/h
 Prędkość dopuszcz. (w atm. burz.) 180 km/h



Masa w locie z balastem 490 kg

Współcz. obc. dopuszcz. +5,3/-2,65
 A.G.

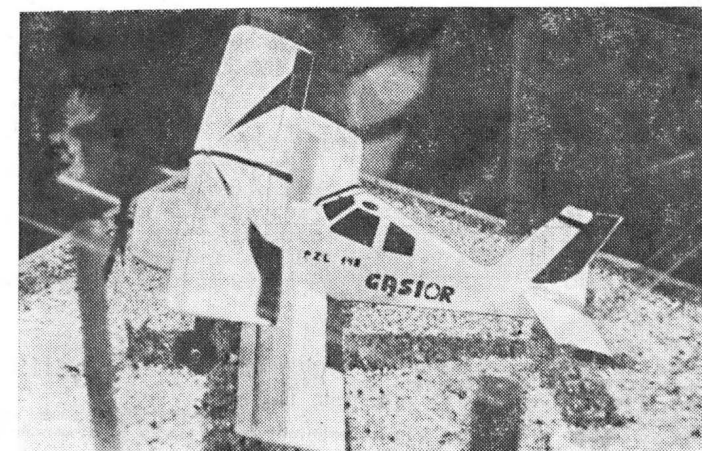
PZL-140 Gąsior • Polska •

Samolot pożarniczy

W 1984 r. w PZL-Okęcie opracowano projekt ofertowy specjalistycznego samolotu pożarniczego PZL-140. Opracowując go wykorzystano zespoły aktualnie produkowanych samolotów: PZL-106BS (silnik, łożo silnika, przednia część osłon silnika, tylna część kadłuba, skrzydła, usterzenie poziome), PZL-106BT-601 (usterzenie pionowe) i An-2 (smigło, podwozie główne). Nowa, przednia część kadłuba ma stanowić integralny zbiornik wody. Układ samolotu, jego masa, zespół napędowy i podwozie pozwalają przypuszczać, że uzyska się korzystne połączenie najlepszych cech samolotów An-2 i PZL-106. Samolot może być wykorzystywany jako rolniczy do oprysków.

Dane techniczne (obliczeniowe)

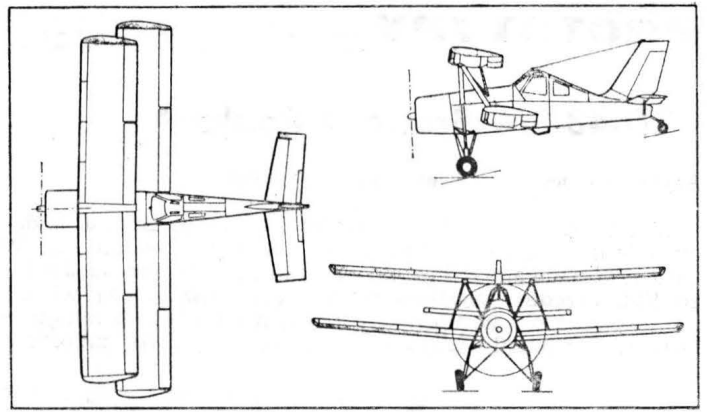
Rozpiętość 14,67 m
 Długość 10,72 m
 Wysokość 5,04 m
 Powierzchnia nośna 60,53 m²
 Pojemność zbiornika wody 3,4 m³
 Masa własna 2340 kg



Fot. P. Butowski

Masa startowa (R) 5700 kg
 Masa startowa (N) 5250 kg
 Masa ładunku użytecznego 3000 kg
 Obciążenie powierzchni (N) 86,7 kg/m²
 Obciążenie mocy (N) 7,13 kg/kW
 Prędkość dopuszczalna 270 km/h

Prędkość operacyjna norm.	240 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez mocy i klap)	109 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez mocy, z klapami)	98 km/h
Wznoszenie	3,5 m/s
Pułap	3600 m
Zasięg (bez rezerwy)	500 km
Zasięg maks. (z paliwem w zbiorniku wody)	3500 km
Długość startu na 15 m	
trawa	750 m
beton	690 m
Długość lądowania z 15 m	
trawa	410 m
beton	660 m
Współczynnik obciążenia konstrukcji	
kategoria R (ograniczona)	$n = +3$ do -1
kategoria N (normalna)	$n = +3,26$ do $-1,3$
	T.M.



An-3M • Polska •

Samolot wielozadaniowy

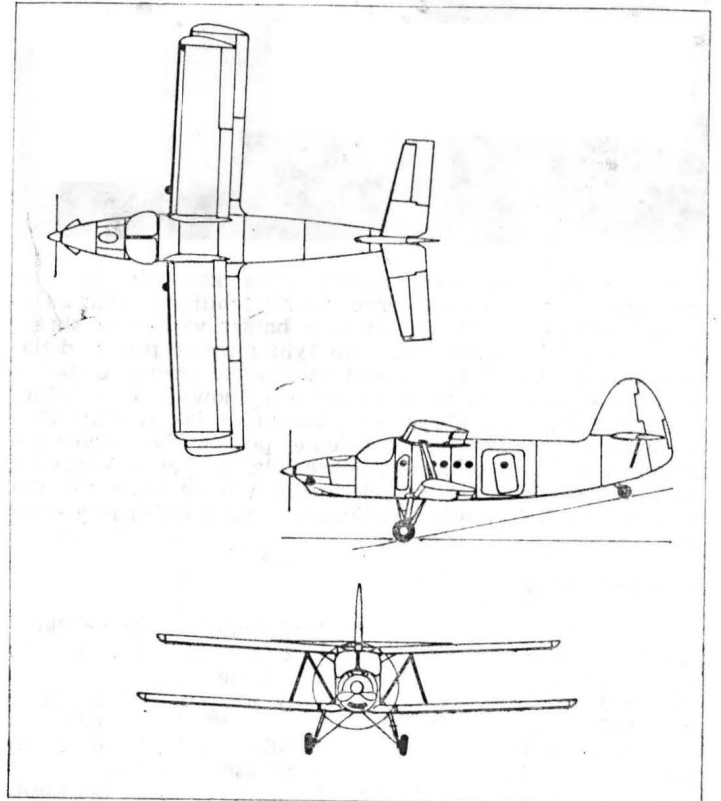
Znany z wielu zastosowań i długoletniej produkcji samolot An-2 doczekał się niedawno kolejnej poważnej modyfikacji — zastosowania napędu turbośmigłowego (TWD-20, 1060 kW); tę nową wersję oznaczono An-3. W związku z możliwością jego produkcji w Polsce, biuro konstrukcyjne WSK PZL-Okęcie opracowało projekt kolejnej modyfikacji. Koncepcja samolotu (oznaczonego An-3M) umożliwia szybkie opracowanie i wdrożenie tej wersji w kooperacji między WSK PZL-Warszawa-Okęcie i WSK PZL-Mielec, a polega na daleko posuniętej unifikacji samolotów An-3 i PZL-106B w sposób umożliwiający najkorzystniejsze połączenie pozytywnych cech obu tych samolotów.

Zachowując układ dwupłata zastosowano skrzydła z PZL-106B i jego usterzenie poziome przedłużone dodatkowym centropłatem. Modyfikacje kadłuba polegają na zmianie oszklenia kabiny załogi (wypukłe szyby ułatwią zastosowanie kabiny hermetyzowanej) oraz zastosowaniu dwóch wariantów segmentu międzyskrzydłowego. Pierwszy z nich przeznaczony jest do transportowo-pasażerskiej wersji samolotu i nie wprowadza istotniejszych zmian w jego wnętrzu. Drugi wariant mieści integralny zbiornik chemikaliów zajmujący całą szerokość kadłuba i charakteryzujący się niewielką długością. Zbiornik ten dzieli wnętrze samolotu na dwie ładownie. Nowy, środkowy segment kadłuba ma być połączony ze strukturą płatowca w sposób rozłączny.

Przedstawiona koncepcja umożliwia szybkie i stosunkowo tanie uzyskanie samolotu mającego pozytywne cechy An-2 oraz lepsze osiągi i wyższą trwałość.

Dane techniczne (obliczeniowe)

Rozpiętość	16,10 m
Długość	14,39 m
Wysokość	5,19 m
Powierzchnia nośna	66,3 m ²
Pojemność zbiornika chemikaliów	2,4 m ³
Pojemność ładowni przedniej	3,1 m ³
Pojemność ładowni tylnej	11,4 m ³



Masa własna (wersja transp.)	3200 kg
Masa startowa (N — kat. normalna)	5250 kg
Masa startowa (R — kat. ograniczona)	5700 kg
Obciążenie powierzchni (N — kat. normalna)	79,2 kg/m ²
Obciążenie mocy (N)	4,9 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	270 km/h
Prędkość normalna operacyjna	240 km/h
Wznoszenie	4,75 m/s
	T.M.

cd. ze s. 40

ROMAN J.: Flugerproben der Segelflugzeuge SZD-Entwicklungsgeschichte, Gegenwart, Perspektiven. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 4+5, S. 35

Es werden die Entwicklungsgeschichte der Flugerproben von SZD-Segelflugzeugen in den Jahren 1946+1985, die angewandten Messmethoden sowie die Vorhaben für die nächste Zukunft erörtert.

ROGALSKI L.: 60 Jahre Agrarluftfahrt in Polen. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 4+5, S. 38
In dem Aufsatz wird der Entwicklungsabrisse der polnischen Luftfahrt in den Jahren 1925+1985 sowie ihre Lage in den achtziger Jahren behandelt.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Польская авиационная промышленность на пороге новой пятилетки. TLiA, т. 41, 1986 г., № 4+5, с. 3

Описано современное производство самолетов, вертолетов, планеров и авиадвигателей, а также прототипы, находящиеся на различных стадиях испытаний и проектирования, и предвидены к серийному выпуску в ближайшие годы.

БУТОВСКИ П.: Обзор сельскохозяйственных самолетов. TLiA, т. 41, 1986 г., № 4+5, с. 33

Описаны самолеты ПЗЛ-106БТ Турбо-Крук, ПЗЛ-М21 Дромалер Мини, 3-37Т Чмеляк Турбо,

An-3 и вертолет Ка-32, показанные на выставке в г. Олштын в 1985 г.

РОМАН Я.: Летные испытания планеров СЗД — история развития, современное состояние, перспективы. TLiA, т. 41, 1986 г., № 4+5, с. 35

Описана история развития летных испытаний планеров СЗД за сороколетие 1946+1985, применяемые измерительные методы и намерения на ближайшее будущее.

РОГАЛЬСКИ Л.: 60-летие сельскохозяйственной авиации в Польше. TLiA, т. 41, 1986 г., № 4+5, с. 38

Указывается развитие польской сельскохозяйственной авиации на протяжении лет 1925+1985 и его состояние в середине восьмидесятых годов.

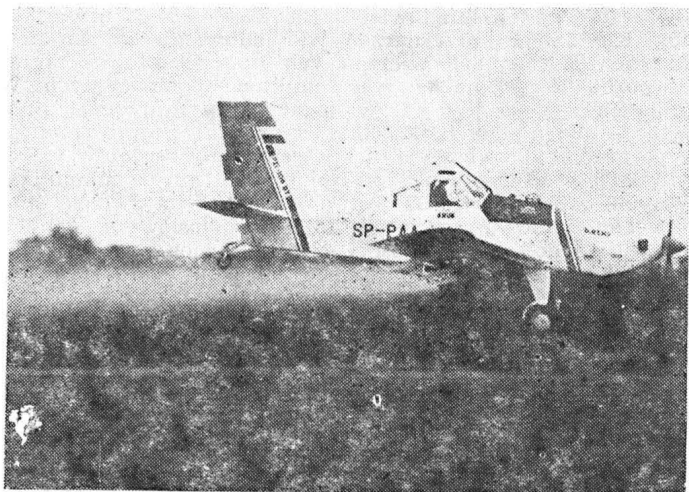
Przegląd samolotów rolniczych

PIOTR BUTOWSKI

W końcu września 1985 r. w Olsztynie odbyła się V Naukowo-Praktyczna Konferencja RWPG nt. zastosowania lotnictwa w gospodarce narodowej. Przybyło 170 delegatów z Bułgarii, Czechosłowacji, Kuby, Mongoli, NRD, Polski, Węgier, Wietnamu i Związku Radzieckiego. W charakterze obserwatorów brali udział Rumuni, był przedstawiciel FAI.

Głównym zadaniem Konferencji było wypracowanie nowych metod i rozwiązań technicznych w lotnictwie cywilnym, wpływających na podniesienie plonów, zwalczanie szkodników, gaszenie pożarów leśnych itp. Przewodniczący delegacji narodowych przedstawili aktualny poziom i perspektywy lotnictwa pracującego na rzecz gospodarki narodowej poszczególnych państw RWPG.

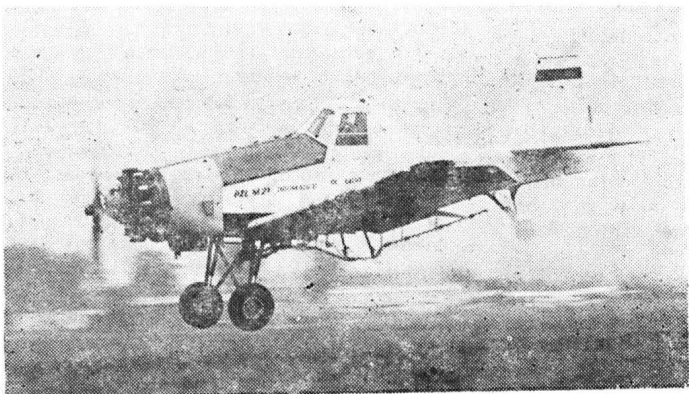
1985-09-25 odbył się pokaz techniki lotniczej na olsztyńskim lotnisku Dajtki. Pokazano wszystkie typy samolotów rolniczych produkowanych w Polsce oraz kilka z Czecho-



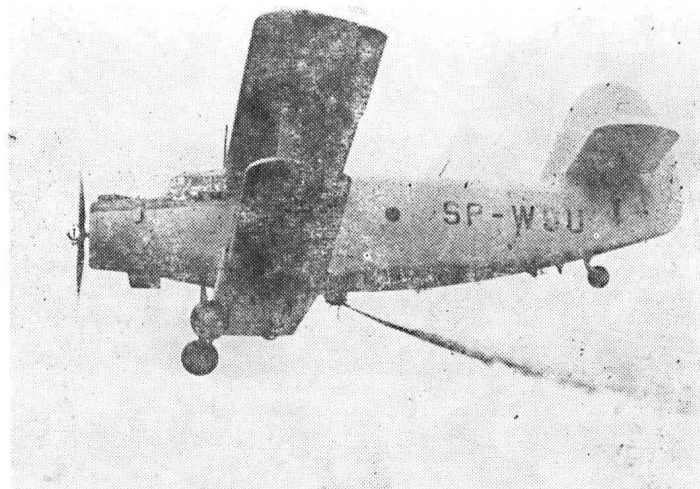
Rys. 1. PZL-106BT Kruk Turbo z aparaturą do opryskiwania grubokroplistego. Pilotuje Witold Łukomski

słowacji i ZSRR. Samoloty i śmigłowce polskie pilotowali doświadczeni oblatywacze i sportowcy (np. Witold Łukomski, Jan Wróblewski, Stanisław Kasperek, Jerzy Wojnar), a także piloci z Zakładu Usług Agrolotniczych i WSK.

Spośród polskich konstrukcji zademonstrowanych w powietrzu najciekawsze były nowe warianty Kruka i Dromadera, w tym PZL-106BT Kruk Turbo z silnikiem M-601D o mocy 544 kW (730 KM) oraz PZL-M21 Dromader Mini. Zademonstrowano zastosowanie samolotów PZL-106BS oraz PZL-M18 do gaszenia pożarów zarówno wodą, jak i pianą. Pokazano działanie różnorodnych urządzeń do opryskiwania i opylania zamontowanych pod znanymi powszechnie An-2 i Mi-2. Była wśród nich unikalna aparatura do zwalczania kolonii larw szkodników żyjących w zbiornikach wodnych, przetestowana w Górnej Wolcie. Zapewnia ona



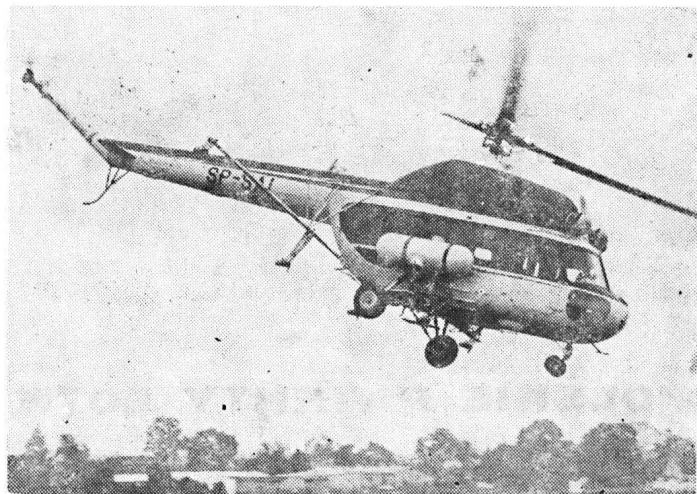
Rys. 2. PZL-M21 Dromader Mini z silnikiem PZL-3SR. Pilotuje Zbigniew Świerczyński



Rys. 3. An-2R z unikalną aparaturą do zwalczania larw owadów w zbiornikach wodnych. Pilotuje Wiesław Drożdżowski

programowane elektronicznie, precyzyjne wyrzucenie z dużą prędkością porcji środka chemicznego. Aparaturę opracowały WSK PZL-Mielec i WSK PZL-Warszawa-Okęcie. Ostatnim z polskich samolotów zademonstrowanych w locie był PZL-110 Koliber.

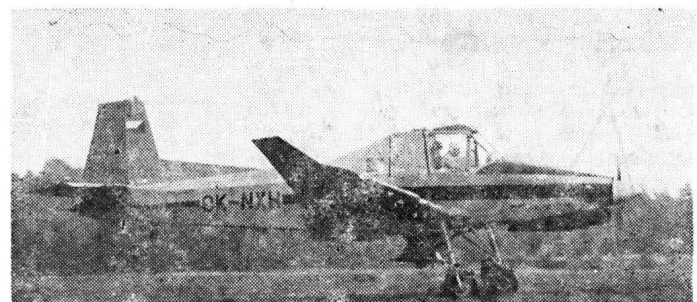
Czechosłowacki przemysł lotniczy zaprezentował w Olsztynie dwa samoloty: L-410UVP i Z-37T Cmelak Turbo. Z-37T, pilotowany przez Zdenka Polaśkę, oblatywacza za-



Rys. 4. Mi-2 z atomizerami. Pilotuje Krzysztof Grzeszczak

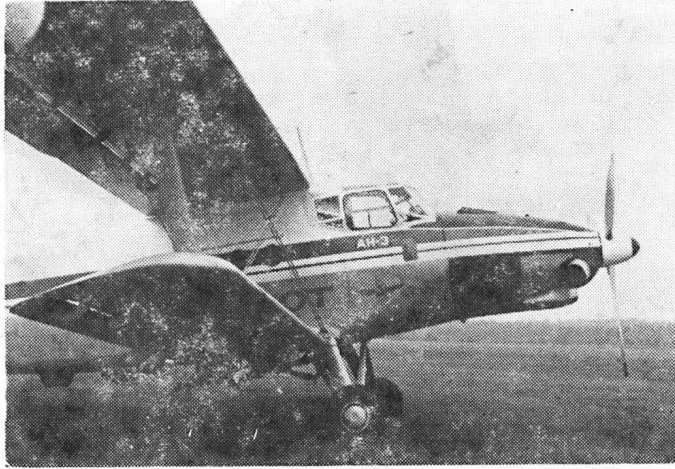
kładów Moravan, demonstrował działanie aparatury do chemikaliów granulowanych.

Również dwie konstrukcje przedstawił radziecki przemysł lotniczy. Jako pierwszy wystartował samolot rolniczy An-3. Od starszego An-2 różni się on nowym turbosmigłowym silnikiem TWD-20 o mocy 1025 kW (1375 KM), komfortowymi warunkami pracy załogi (klimatyzacja, niski poziom

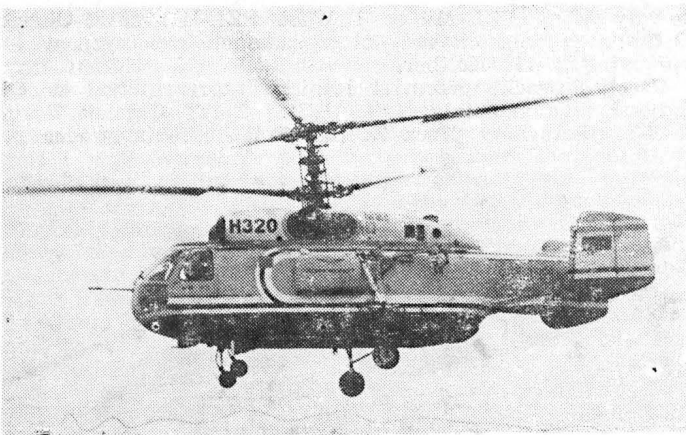


Rys. 5. Z-37T Cmelak. Pilotuje Zdenek Polašek

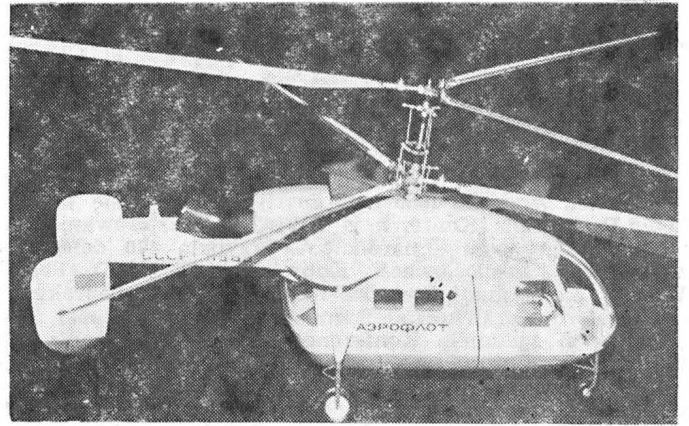
hałas i wibracji, oddzielne wejście do kabiny pilota) oraz większą wydajnością pracy (urządzenia rolnicze o dużej szerokości roboczej, zapas chemikaliów zwiększony do 1800 kg). Pilot W. Łysienko i inż. pokładowy A. Martirosjan pokazali krótki start i szybkie nabieranie wysokości An-3 — w tych fazach lotu najwyraźniej uwidoczniły się różnice w stosunku do An-2. Po zakończeniu prób seryjną produkcję An-3 mają podjąć zakłady WSK PZL-Mielec.



Rys. 6. Nowy przód kadłuba An-3



Rys. 7. Ka-32T w locie. Pilotuje Dmitrij Awtuchow



Rys. 8. Model Ka-126

Druga radziecka załoga, pilot D. Awtuchow i nawigator A. Gorbатов, zademonstrowali w locie nowy radziecki śmigłowiec wielozadaniowy Ka-32 zbudowany w zespole im. N. Kamowa (ten sam egzemplarz kilka miesięcy wcześniej pokazano na Salonie Paryskim). W zależności od warunków zastosowania, śmigłowiec opracowano w dwóch wariantach. Ka-32S jest przeznaczony do lądowania na statkach, morskich platformach wiertniczych itp., do lotów w terenie pozbawionym naziemnych punktów nawigacyjnych. W tym celu wyposażony jest w bogaty zestaw urządzeń pilotażowo-nawigacyjnych. Ka-32T to wariant z uproszczonym wyposażeniem nawigacyjnym, przeznaczony do lotów w korytarzach powietrznych i na lokalnych liniach komunikacyjnych. Mimo że Ka-32 jest najcięższym na świecie śmigłowcem zbudowanym w układzie współosiowym, demonstrował on dobrą zwrotność i szybkie wznoszenie uzyskane dzięki nadmiarowi mocy dwóch silników TW3-117 (1659 kW=2225 KM). Ka-32 ma masę startową 11 000 kg, a maksymalną 12 600 kg.

Kilka nowości znajdowało się również w pobliskim hangarze. Wystawiono tam znane już samoloty PZL-104 Wilga i PZL-126 Mrówka, ale także modele nowych konstrukcji lub projektów samolotów rolniczych. Niewątpliwie najbardziej interesująca była makietą Gąsiora, samolotu pożarniczego o udźwigu 3500 kg. Związek Radziecki wystawił modele śmigłowców Mi-26, Ka-126 i Mi-8. Ka-126 to lekki śmigłowiec rolniczy i transportowy o udźwigu 1000 kg, który różni się od poprzedniego Ka-26 zastosowaniem silnika turbinowego TW-O-100 o mocy 537 kW (720 KM). Produkcję seryjną Ka-126 ma podjąć Rumunia. Nowością w Mi-8 było przedstawione na modelu wyposażenie rolnicze podwieszane pod jego kadłubem.

Wszystkie zdjęcia wykonał autor

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

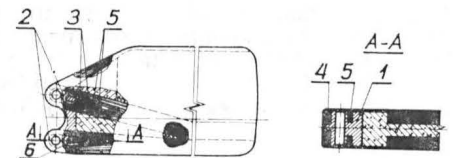
● Instytut Lotnictwa zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania wynalazek pt. **Urządzenie do awaryjnego opróżnienia zbiornika** (autorzy: T. Górniak, F. Oręziak, J. Parafiniuk, E. Kotwicki). Przedmiotem wynalazku jest takie urządzenie, aby umożliwiło szybkie i niezawodne otwieranie zbiornika niewielkimi siłami.

Urządzenie składa się z gardzieli związanej ze zbiornikiem pokrywy mechanizmu blokującego powiązanego z siłownikiem.

Jego mechanizm blokujący stanowią: zaczep 1 związany z pokrywą 2 oparty o występ 3 gardzieli 4 pod kątem mniejszym od 90° w odniesieniu do kierunku wypływu wyrzucanego materiału oraz przypor osadzony ruchowo, ukształtowany tak, że tworzy z krawędzią występu 3 gardzieli 4 szczelinę a, b — mniejszą a od szerokości l zaczepu 1 w pozycji zamkniętej urządzenia i większą b (na rys. pokazano urządzenie w pozycji zamkniętej) od szerokości l zaczepu 1 w pozycji otwartej urządzenia, przy czym przypor 5 powiązany jest z siłownikiem 6.

Skrót opisu wynalazku, chronionego I zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 12/1985 r., w klasie B65F, E02B pod nrem P.244897.

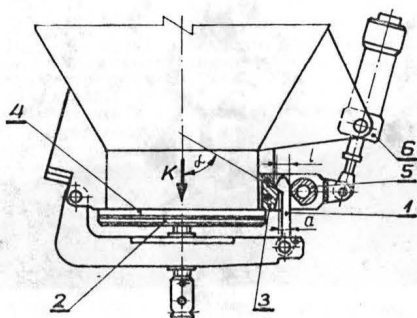
● WSK PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania wynalazek pt. **Łopata śmigła lub wirnika nośnego, zwłaszcza śmigłowca** (autorzy: S. Płowaś, S. Kamiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia wytrzymałości statycznej łopaty oraz poprawę warun-



ków przenoszenia obciążeń zmiennych przez okucie łopaty.

Łopata ze sztucznej żywicy wzmocniona włóknem ma metalowe okucie 1 wykonane jako część integralną z kształtowymi oporami 2, które od strony mocowania wiążek 3 włókien są zakończone powierzchniami walcowymi 4. Główne wiązki 3 opasują kształtowe powierzchnie 4 opór 2 i biegną wzdłuż długości łopaty tak, że w części nasadowej łączą się z dodatkowymi wiązkami 5, które wypełniają kanały 6 w tylnych częściach opór, wykonane w kształcie półkola lub łuku.

Opis wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 17/1985, w klasie B65C, pod nrem P.245402.



Próby w locie szybowców SZD – dzieje rozwoju, współczesność, perspektywy

Mgr inż. JANUARY ROMAN
PDPSz-Bielsko-Biała

Próby w locie, jako nierozłączny element rozwoju konstrukcji szybowców, znalazły się w programie działalności bielskiej placówki od samego powstania Instytutu Szybownictwa w 1946 r. Nie byłem jeszcze wówczas pracownikiem Zakładu. Relację z dawnych lat opieram na zachowanej dokumentacji, a przede wszystkim na niepisanym przekazie starszych kolegów.

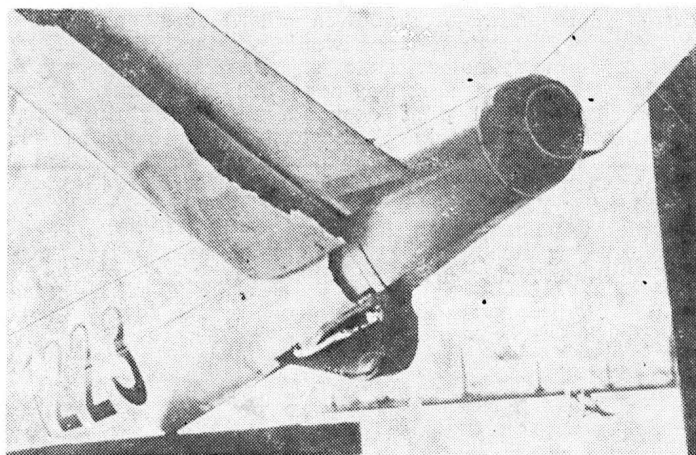
Instytut Szybownictwa w Bielsku-Białej na początku swej działalności nawiązał do tradycji i ocalałych po wojnie szczątków dorobku Instytutu Techniki Szybownictwa we Lwowie, a nośnikami tej tradycji stali się ludzie związani z ITS-em — inżynierowie: Rudolf Matz, Franciszek Kotoski, Józef Niespał, Marian Gracz, Rudolf Weigl i Piotr Mynarski.

Do końca lat czterdziestych tematykę prób w locie prowadził Dział Naukowo-Badawczy kierowany przez mgra inż. Rudolfa Matza, a następnie przez mgra inż. Władysława Nowakowskiego. Pierwszym pilotem doświadczalnym był Piotr Mynarski. W zespole Działu Naukowo-Badawczego, który współpracował ściśle z Działem Konstrukcyjnym i Działem Wyszczolenia, okresowo znaleźli się późniejsi konstruktorzy: mgr inż. Irena Kaniewska i mgr inż. Tadeusz Kostia. Dział Naukowo-Badawczy był od początku „oczkiem w głowie” dyrektora Instytutu mgra inż. Rudolfa Weigla, który osobiście uczestniczył w niektórych próbach w locie, m.in. holował szybowce samolotem Kadet o symbolicznych znakach rejestracyjnych SP-ISA. Holowała również znana przedwojenna szybowniczka mgr inż. Wanda Modlibowska. Wyposażenie szybowców w próbach ograniczało się z konieczności do przyrządów pokładowych, stopera i barografu. Musiało to wystarczyć do przeprowadzenia (niejako dla treningu i wypracowania metody) pierwszych pomiarów osiągnięć szybowców niemieckich: Grunau Baby, Weihe i Olympia-Meise.

Mimo niedostatecznych środków technicznych, plany były ambitne. Spośród podjętych tematów eksperymentalnych warto przypomnieć udane próby holowania szybowca na krótkim, sztywnym drążku. W dorobku Działu Naukowo-Badawczego szybko znalazło się teoretyczne opracowanie wielu zagadnień, m.in. z dziedziny pomiarów stateczności oraz obciążeń konstrukcji szybowca podczas startu za ciągnarką. Do ich praktycznego sprawdzenia i wykorzystania zaprojektowano potrzebną aparaturę, m.in. mechaniczny rejestrator kąta wychylenia oraz dynamometry do pomiaru siły w linie holującej. Niestety, ówczesny stan za-

plecza technicznego nie pozwolił na uzyskanie pełnosprawnych przyrządów. Wyposażenie było ubogie, tym więc chlubniejszą pozycją dorobku Działu (i to pozycją produkcyjną) były przeprowadzone próby fabryczne pierwszych prototypów: szybowca wyczynowego Sęp i szkolnego ABC w 1947 r., treningowego Mucha w 1948 r. oraz doświadczalnego o niekonwencjonalnym układzie Kaczka i akrobacyjnego Jastrząb w 1949 r. Oblot każdego z tych prototypów był świętem, w którym uczestniczyła na lotnisku znaczna część załogi Zakładu.

Zmiany organizacyjne bielskiej wytwórni szybowców u schyłku lat czterdziestych niestety nie obeszły się łaskawie z próbami w locie. Zredukowano, a następnie rozwiązano Dział Naukowo-Badawczy, którego pracownicy przeszli do Działu Konstrukcyjnego. Przejściowo przez parę lat Adam Zientek, jako jedyny pracownik jednoosobowego referatu, organizował loty z zawsze chętnymi do współpracy pilotami holującymi z aeroklubu. Pułap holowania samolotami Po-2 w praktyce ograniczał się do 1500 m, rzadziej do 2000 m. Musiało to wystarczyć i wystarczało, gdyż nie istniało jeszcze pojęcie dolnego pułapu prób niebezpiecznych. Znacznie lepszy okazał się wyremontowany przedwojenny dwupłatowiec PWS-26. Niestety po krótkim czasie



Rys. 2. Ukłócone usterzenie szybowca SZD-14 Jaskółka M (Motylek) po locie A. Dziurzyńskiego



Rys. 1. S. Skrzydlewski przy szybowcu IS-5 Kaczka

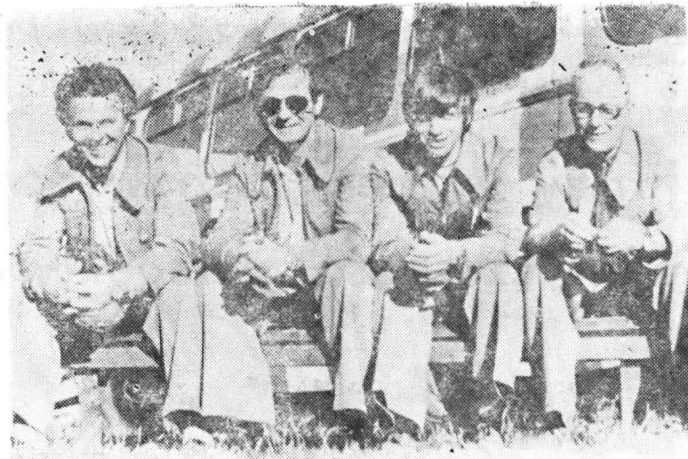
musiał być on wyłączony z lotów z powodu pęknięcia bloku silnika.

Cenną zdobyczą do prowadzenia pomiarów biegunowej prędkości stało się w tym okresie pozyskanie barografu precyzyjnego Peravia, który zapewniał łatwy i dokładny odczyt wysokości i czasu w prostokątnym układzie współrzędnych. Wprowadzono również wiele przyrządów i urządzeń pomocniczych własnej konstrukcji, jak odsypywany balast ogonowy, dynamometry drążkowe, wskaźniki pochylenia i przechylenia itp. Do rejestracji parametrów lotu zastosowano fotografowanie tablicy przyrządów i odpowiednio ustawionych wskaźników. Dorobkiem tego okresu były próby fabryczne pierwszego szybowca z profilem laminarnym Osa, szybowca bezogonowego Nietoperz oraz szybowca wyczynowego Jaskółka, w którym m.in. po raz pierwszy zaistniała konieczność przebadania i wyeliminowania zjawiska płaskiego korkociągu.

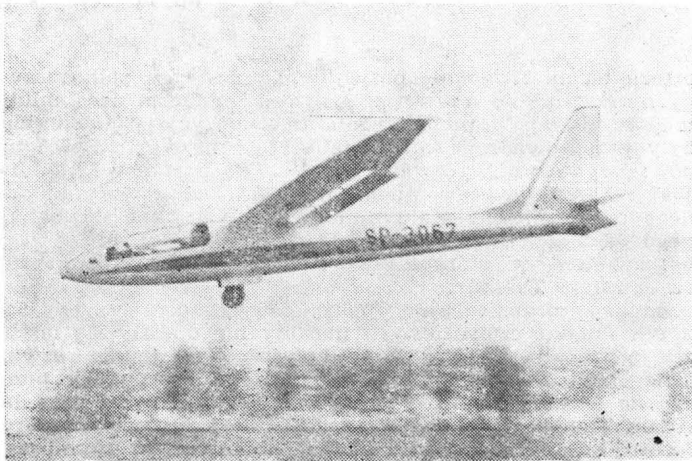
Warto tu odnotować poważne uszkodzenie bezogonowca Nietoperz podczas pierwszego startu za samolotem — nie przeszkodziło to w późniejszym dokończeniu prób po odbudowaniu szybowca. W ponownym oblocie po raz pierw-

szy został zastosowany kask ochronny pilota, odąd stosowany stale w próbach o zwiększonym stopniu ryzyka.

Dopiero w latach pięćdziesiątych zwiększona liczba nowych prototypów, w tym wersji seryjnych szybowców Bocian, Czapla i Mucha-100, spowodowała konieczność wzmocnienia obsady personalnej placówki kierującej próbami w locie, której kierownictwo objął mgr Włodzimierz Humen, a od 1955 r. mgr inż. Stanisław Skrzydlewski. Jego to troską i zasługą stało się nowe wyposażenie techniczne: samolot holujący Gawron (znacznie sprawniejszy od poprzednich Junaków i CSS-13), miniaturowe magnetofony zamiast notatnika pilota, łączność radiowa w próbach, a przede wszystkim — po kilkuletnich staraniach — nowoczesny rejestrator wielokanałowy SFIM. Zdobycie rejestratora z prawdziwego zdarzenia przyszło w samą porę, gdyż w próbach

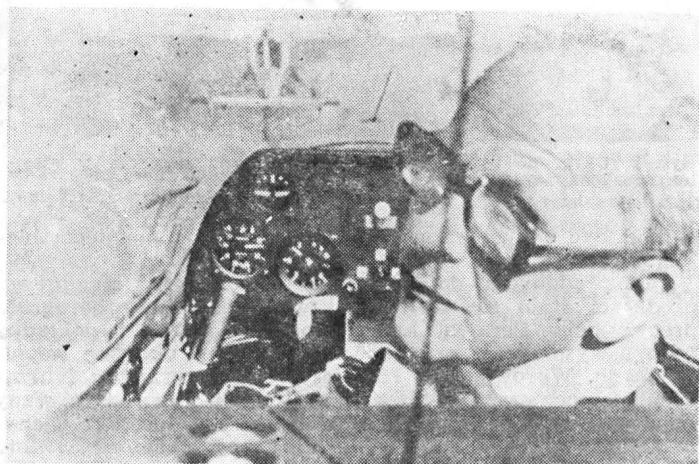


Rys. 5. Piloci doświadczalni SZD: January Roman, Kazimierz Duc, Zdzisław Byłok i Adam Zientek



Rys. 3. SZD-19-2 Zefir 2 podczas lotu pomiarowego z dyszą na skrzydle

nowych szybowców lat sześćdziesiątych zaistniała konieczność szczegółowego badania zjawiska drgań elementów konstrukcji w locie. Pierwszym sygnałem ostrzegawczym, wskazującym na doniosłość tego zagadnienia, było zniszczenie bezogonowego szybowca doświadczalnego SZD-20 Wampir, w którym nieoczekiwanie wystąpił flutter skrzydła. Drugim sygnałem stało się zniszczenie (w wyniku flutteru) szybowca akrobacyjnego SZD-21 Kobuz. W wypadku tym zginął pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa inż. Sławomir Makaruk. Zastosowanie wielopisu pozwoliło na systematyczne sprawdzanie zjawiska flutteru w szybowcach, począwszy od kolejnych wersji rozwojowych szybowców Zefir i Foka. W próbach tych, prowadzonych również współcześnie na każdym badanym prototypie, sporadycznie występowały zjawiska flutterowe, a ich przyczyny eliminowano przez zmiany konstrukcyjne.



Rys. 4. Adam Zientek w kabine szybowca podczas lotu na hoku

Próby w locie są kosztowne i niebezpieczne. W krytycznych przypadkach trzeba się liczyć z uszkodzeniem, a nawet zniszczeniem szybowca, z czym łączy się zagrożenie życia. W bielskim Zakładzie w siedmiu przypadkach uratował pilota spadochron. Zdarzały się też przypadki pomysłowego sprowadzenia uszkodzonego szybowca na ziemię (np. wprost niewiarygodne lądowanie Adama Dziurzyńskiego-

go na szybowcu Jaskółka M z ukreconym tyłem kadłuba z usterzeniem Rudlickiego w układzie V).

Drugim pilotem, który zginął podczas prób szybowca w locie, był mgr inż. Stanisław Skrzydlewski. Zginął, zaskoczony niespodziewanym przypadkiem blokady sterów w korkociągu, wtłoczony wabinę Pirata przez przyspieszenie, do ostatniej chwili prowadził zapis magnetofonowy. Wiele miesięcy później ponowny przypadek blokady sterów udało się sprowokować w próbach poszukiwania przyczyn wypadku. Szczęśliwym zbiegiem okoliczności pilot mgr inż. St. Wielgus zdołał uratować się, skacząc ze spadochronem. Jednoznacznie rozpoznana usterka została usunięta i od tego czasu kilkaset szybowców Pirat lata bezpiecznie w kraju i za granicą.

W latach siedemdziesiątych i osiemdziesiątych Dział Badań w Locie stanął wobec zwiększonych zadań. Zapoczątkowana przez Jantary generacja szybowców laminatowych o doskonałości 40-50 postawiła nowe wymagania odnośnie do dokładności pomiarów. Nowe zagadnienia narzuciła specyfika prób motoszybowca Ogar. Coraz bardziej rygorystyczne przepisy budowy i badania szybowców poszerzyły zakres i problematykę koniecznych prób certyfikacyjnych. Zostały zaostrzone rygory bezpieczeństwa. Bardziej pracochłonne stały się sprawozdania oraz opracowywane instrukcje użytkowania. Z drugiej strony potrzeby produkcyjne Zakładu w coraz to większym stopniu zmuszały do maksymalnego skrócenia czasu prób. Te różnorodne, nieraz sprzeczne ze sobą, wymagania kształtują także współczesną sytuację oraz perspektywy rozwojowe prób w locie.

Próby trzeba prowadzić dobrze i szybko, ale także w miarę bezpiecznie i ekonomicznie. Poszukiwania nowych rozwiązań i metod od dawna są ukierunkowane na zastąpienie pracochłonych metod metodami bardziej efektywnymi. Lecz wybór metody zależy od posiadanej aparatury. Bezpośrednia metoda pomiaru biegunowej prędkości za pomocą barografu, dokładna choć żmudna, wymaga warunków atmosferycznych, które występują zaledwie kilka razy w roku. Energetyczna metoda pomiaru w locie poziomym pozwala (teoretycznie) uzyskać w jednym krótkim locie biegunową prędkość szybowca w pełnym zakresie prędkości lotu. Próby pomiaru przeprowadzone tą metodą,



Rys. 6. Kierownik Działu Prób w Locie — mgr inż. January Roman

przy zastosowaniu dotychczasowej aparatury, nie dały jednak zadowalających wyników. Dlatego w coraz większym stopniu stosuje się pomiar przez porównanie w locie z szybowcem wzorcowym o znanych osiągnięciach, choć trudno zapewnić warunek zachowania wzorca w stanie laboratoryjnej doskonałości.

Wadą współcześnie stosowanych metod pomiarowych opartych na wielopłaszczyznowym SFIM jest konieczność czasochłonnej obróbki fotochemicznej materiałów w ciemni fotograficznej oraz obfitość wielometrowych taśm, których czytelność opiera się na skalowaniu. W świetle nowych wymagań duże nadzieje rokuje wprowadzenie aparatury z zapisem magnetycznym, gotowym do natychmiastowego wykorzystania, oczywiście za pomocą odpowiedniego urządzenia odczytującego. Być może w przyszłości aparatura będzie zaprogramowana tak, że po przełożeniu nagranej taśmy z rejestratora do czytnika, na ekranie lub na papierze otrzyma się gotowy do wykorzystania wykres lub tabelę współrzędnych. Należy podkreślić, że do obsługi takiej aparatury w Dziale Badań w Locie będą musieli być zatrudnieni programiści.

Wiele zjawisk, niekoniecznie niebezpiecznych, stwarza konieczność obserwacji z zewnątrz, często z jak najmniejszej odległości. Dlatego w próbach od dawna stosuje się zasadę, że pilot samolotu po wyholowaniu szybowca obserwuje go, utrzymując łączność z pilotem szybowca. Tam, gdzie potrzebna jest obserwacja bardziej precyzyjna lub ze zbliżenia, stosuje się fotografowanie, filmowanie lub rejestrację magnetowidową, przy czym kamera rejestrująca bywa obsługiwana przez operatora w samolocie lub montowana wprost na badanym szybowcu i uruchamiana zdalnie przez pilota. Tym sposobem uzyskuje się m.in. obrazy przebiegu strug powietrza, wizualizowanych za pomocą naklejonych welenek lub świec dymnych.

Duże rezerwy w szybkiej, operatywnej, a przede wszystkim bezpiecznej realizacji prób w locie tkwią w holowaniu szybowców na potrzebna wysokość. Przy współcześnie stosowanych samolotach Wilga ekonomiczny pułap holowania nie przekracza 3000 m, z czego zaledwie połowę pilot może wykorzystywać na próby niebezpieczne. Gdyby zastosować samolot o pułapie holowania rzędu 5000 m, efektywność prób, a także element bezpieczeństwa można by niewspółmiernie zwiększyć.

Metody pomiarowe w lotnictwie i kosmonautyce są oparte na zastosowaniu nowoczesnej elektronicznej aparatury rejestrującej i analizującej. Można tutaj wyróżnić dwa kierunki działania:

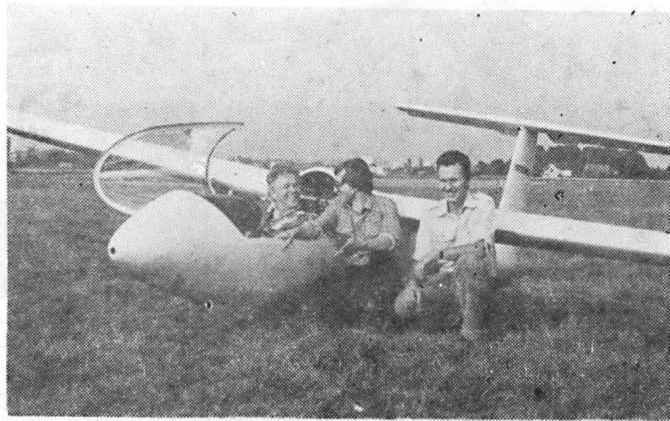
- systemy wielokanałowej rejestracji danych opartych na elektronicznych rejestratorach danych,
- wielokanałowe systemy telemetryczne.

W obu przypadkach do analizy danych pomiarowych stosuje się systemy komputerowe bezpośrednio przetwarzające rejestrowane sygnały analogowe przez tzw. digitalizację. W przypadku wielokanałowych systemów telemetrycznych analiza odbywa się w chwili pomiaru, czyli w tzw. „czasie rzeczywistym” i wymaga stosowania dużych komputerów, o bardzo dużej szybkości działania. Metody te znajdują zastosowanie głównie w lotnictwie wojskowym i technice kosmicznej. Natomiast w przypadku systemów wielokanałowej rejestracji danych opartych na elektronicznych rejestratorach danych zarejestrowane dane pomiarowe są odtwarzane w postaci sygnałów analogowych bądź cyfrowych i kierowane do komputera lub systemu minikomputerowego w celu przetworzenia i uzyskania potrzebnych informacji. Są to metody powszechnie stosowane w świecie w lotnictwie, w przemyśle samochodowym, w diagnostyce maszyn i urządzeń itp., przy czym stosowane są różne rodzaje rejestratorów: rejestratory magnetyczne-taśmowe i kasetowe, z przetwarzaniem cyfrowym lub z rejestracją analogową oraz rejestratory całkowicie elektroniczne pracujące na podstawie elektronicznej pamięci półprzewodnikowej mikroprocesora i przetworników analogowo-cyfrowych.

W ostatnich latach w PDPSz PZL-Bielsko zaczęto wykonywać pomiary metodą wielokanałowej rejestracji danych. Pomiary wykonywano aparaturą SRD 76 składającą się z 8-kanałowego rejestratora magnetycznego-kasetowego i czytnika stacjonarnego, skonstruowaną na Politechnice Warszawskiej, a uruchomioną w PDPSz PZL-Bielsko w Dziale Prób w Locie w 1983 r. Aparaturę do obróbki danych pomiarowych z lotu stanowi sprzęt Instytutu Technologiczno-Samochodowego Politechniki Łódzkiej w Bielsku-Białej, tzn. przetwornik analogowo-cyfrowy produkcji węgierskiej oraz komputer Mera 400. Wielkościami mierzonymi są przebiegi obciążeń końcówki dźwignara mocującej skrzydło w kadłubie szybowca Jantar w czasie niektórych fragmentów lotu. Analizowano rozkład obciążeń podczas startu i lądowania, a także podczas lotu w turbulencji. Sygnałem rejestrowanym są naprężenia mierzone metodą tensometryczną. Obróbka danych pomiarowych polega na znalezieniu tzw. typowego widma obciążeń dla danego typu szybowca w czasie jego normalnej eksploatacji na lotniskach trawiastych, pasach betonowych oraz przy sporadycznych lądowaniach w terenie przygodnym. Dokonuje się tego, aby zrealizować odpowiednie próby zmęczeniowe na stoisku naziemnym oraz udowodnić rezerwę eksploatacyjną. Pomiary te mają charakter badawczy, a opisana metoda pomiaru obciążeń jest w fazie prób wdrożeniowych.

Podczas realizacji metody natrafiono na wiele trudności spowodowanych głównie brakami w wyposażeniu sprzętowym, część aparatury wykonano we własnym zakresie. Inne trudności polegały na niedoskonałości aparatury SRD 76 która podlegała koniecznym przeróbkom.

W niedalekiej przyszłości przewiduje się rozszerzenie zakresu badań i pomiarów z użyciem komputerowej obróbki danych pomiarowych, a zwłaszcza opracowanie metody szybkiego wyznaczania charakterystyki biegunowej szybowców w jednym locie oraz zautomatyzowanie procesu sporządzania dokumentacji z prób prototypu. Będzie to wymagało uzupełnienia aparatury pomiarowej stosowanej w Dziale Prób w Locie modułowym systemem minikomputerowym oraz mikroprocesorowym rejestratorem danych.

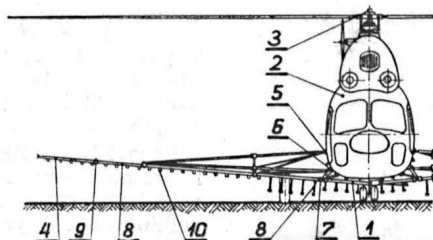


Rys. 7. Przy szybowcu SZD-51-1 Junior absolwenci Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej (od prawej): mgr inż. Stanisław Zientek — konstruktor szybowca, mgr inż. Andrzej Papiorek — technolog oraz pilot doświadczalny mgr inż. January Roman

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pt. Belki opryskowe śmigłowcowej aparatury opryskującej (autorzy: J. Kozak, A. Muszyński, W. Rejak, H. Zającki). Wzór rozwiązuje zagadnienie poprawy parametrów agrotechnicznych w śmigłowcowej aparaturze opryskującej przez specjalną konstrukcję belek opryskowych.

Belki opryskowe są zestawione z centralnej belki opryskowej 1, mocowanej zastrzałami do kadłuba 2 śmigłowca przed osią wirnika nośnego 3, kratownicy prawej



i lewej oraz zewnętrznych belek opryskowych 4. Kratownicy są mocowane syme-

trycznie w dwóch punktach 5 i 6 do kadłuba 2 oraz do końców centralnej belki opryskowej 1 szybkorozłącznym zamkiem 7. Zewnętrzne belki opryskowe 4 są zamocowane do rur głównych 8 kratownicy szybkorozłącznymi obejmami 9. Centralna belka opryskowa 1, rury główne 8 kratownicy oraz zewnętrzne belki opryskowe 4 są zaopatrzone w rozpryskiwacze 10.

Opis wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 17/1985, w klasie B65D, pod nr em W.71919.

60-lecie agrolotnictwa w Polsce

Dr inż. LESZEK ROGALSKI
Ośrodek Agrolotnictwa
Akademii Rolniczo-Technicznej
Olsztyn

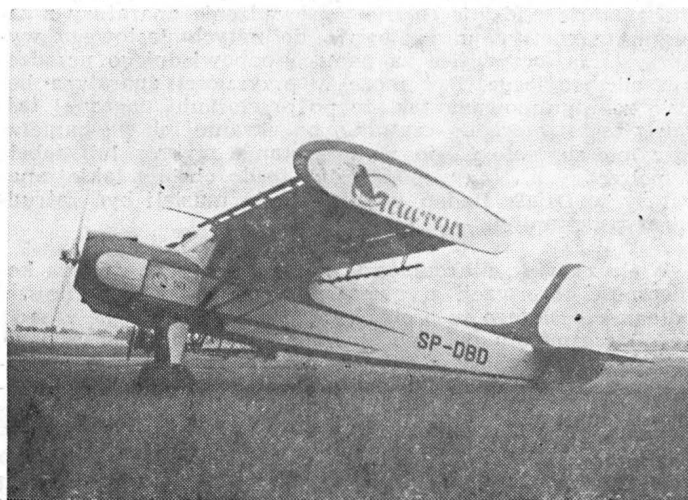
Pierwsze praktyczne zastosowanie agrolotnictwa w Polsce miało miejsce 10 czerwca 1925 r. na terenie nadleśnictwa Mścín, w pobliżu Nowego Miasta Lubawskiego, podlegającego toruńskiej dyrekcji lasów państwowych. Występujące wówczas szkodniki lasów skłoniły do szukania sposobów szybkiego i skutecznego ich niszczenia. Z inicjatywą zastosowania samolotów do rozpylania środków chemicznych wystąpili pracownicy Towarzystwa Obrony Przewodowej i Wojskowego Instytutu Gazowego. Działo się to cztery lata po pierwszym zastosowaniu techniki lotniczej do ochrony roślin w USA i trzy lata po jej zastosowaniu w ZSRR. A zatem wystartowaliśmy tuż za największymi potentatami światowymi w dziedzinie agrolotnictwa.

Do pierwszych prac agrolotniczych w Polsce w latach 1925-1927, mających na celu zwalczanie szkodników lasów, używano samolotów z Ministerstwa Spraw Wojskowych. Zarówno w pierwszej próbie, jak i w następnych stroną techniczną zajmował się Wojskowy Instytut Gazowy. Opracowano w nim i wykonano zbiorniki na chemikalia sypkie i urządzenia rozpylające. Do pierwszej próby użyto samolotu Potez XV A2, z którego opylono 20 ha lasu zaatakowanego przez brudnicę mniszkę. W nadleśnictwie Mścín 13 lipca 1925 r. przeprowadzono drugą próbę używając samolotu Breguet XIV A2. Również przy użyciu tego samolotu w 1927 r. przeprowadzono pierwszą próbę opylania roślin rolniczych (buraków cukrowych) na powierzchni 25 ha w majątku Leszno.

W październiku 1927 r. przygotowano na szeroką skalę próbe zwalczania barczatki sosnowej na terenie nadleśnictwa Włocławek. Przygotowano samolot Farman F 68 Goliath. Rezultaty przeprowadzonych prac były słabe, co wynikało z opóźnionego terminu zabiegu, wykonanego w dodatku przy słabej pogodzie, oraz występujących awarii samolotu. Te niedomagania oraz stosunkowo niski ogólny poziom kultury technicznej w rolnictwie i leśnictwie nie sprzyjały rozwojowi nowoczesnej metody pielęgnacji roślin. Dlatego też dalsze prace zostały zaniechane. Wyciągnięto jednak praktyczne wnioski, które zastosowano w latach późniejszych, a niektóre z nich są aktualne do dziś.

Prace agrolotnicze wznowiono po II wojnie światowej. Już w 1947 r. wykonano zabieg opylania lasów na obszarze ok. 30 tys. ha. Od tej pory ochroną obejmowano także powierzchnie lasów, jakie wynikały z aktualnych potrzeb. Technika lotnicza została również włączona do prac w rolnictwie. Od 1949 r. rozpoczęto rozsiewanie nawozów mineralnych, a od 1950 r. zwalczanie stonki ziemniaczanej. W następnych latach prace agrolotnicze prowadziły różne przedsiębiorstwa.

Początkowo usługi lotnicze dla leśnictwa i rolnictwa prowadziły Polskie Linie Lotnicze LOT. Następnie lotnictwo gospodarcze czterokrotnie zmieniło przynależność organizacyjną (od PLL LOT do Aeroklubu PRL). Brak stabilizacji



Rys. 2. Popularny w latach sześćdziesiątych w naszym lotnictwie rolniczym PZL-101 Gawron



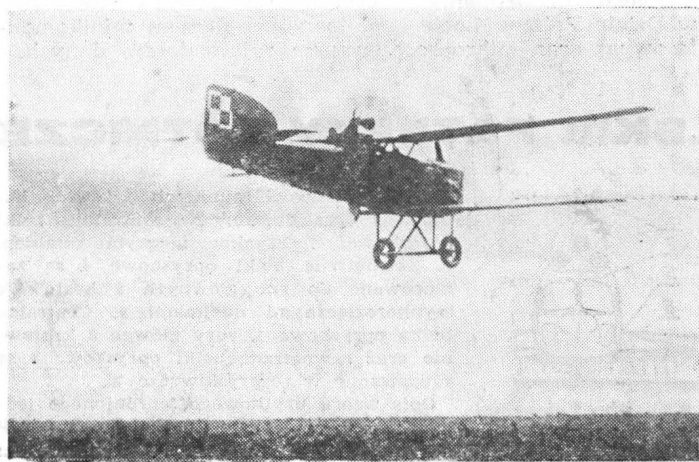
Rys. 3. Używany obecnie PZL-M18 Dromader. Fot. L. Zielaskowski

doprowadził nawet do okresowego zaprzestania wykonywania usług lotniczych w rolnictwie. Dopiero na przełomie 1958/1959 r. Aeroklub PRL powołał specjalną grupę usługową, przekształconą w 1960 r. w Lotniczy Zespół Usług Gospodarczych (LZUG).

Kolejna reorganizacja lotnictwa rolniczego miała miejsce w 1971 r. Usługi agrolotnicze zostały przekazane z Aeroklubu PRL do przemysłu lotniczego. Przy WSK Warszawa-Okęcie powstał Zakład Usług Agrolotniczych (ZUA). Do chwili obecnej grupuje on pięć oddziałów terenowych: w Olsztynie, Gdańsku, Szczecinie, Wrocławiu i Mielcu. Podobnie w 1973 r. powstał Wydział Usług Agrolotniczych (WUA) przy WSK-Swidnik, świadczący usługi śmigłowcowe, który następnie w 1980 r. został przemianowany na Zakład Eksploatacyjny Usług Śmigłowcowych (ZEUS). Rozwój usług samolotowych i śmigłowcowych charakteryzują dane przedstawione na rys. 4.

Poza ZUA i ZEUS dla rolnictwa pracuje kilka samolotów i śmigłowców Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych (PUL) oraz kilka statków powietrznych będących własnością przedsiębiorstw rolnych.

W ciągu pierwszych piętnastu powojennych lat do prac agrolotniczych używano samolotów przerabianych, jak Li-2, Po-2, Piper-Cub. Pod koniec lat pięćdziesiątych rozpoczęto



Rys. 1. Pierwsze próby wykonano samolotem Breguet 14 w 1925 r.

produkcję samolotów rolniczych, będących modyfikacją samolotów wielozadaniowych. W WSK Warszawa-Okecie zbudowano wg licencji radzieckiej samolot Jak-12M, który następnie został przerobiony przez polskich konstruktorów na samolot o nazwie PZL-101 Gawron. Natomiast w WSK-Mielec, na mocy porozumienia państw-członków RWPG, w 1960 r. rozpoczęto (również wg licencji radzieckiej) seryjną produkcję wielozadaniowego samolotu An-2. Zarówno PZL-

i ich wykorzystywanie w pracach rolniczych oraz niektóre wskaźniki wykonawcze przedstawiono w tabl. 1.

Trzeba również podkreślić, że Polska specjalizuje się w produkcji samolotów rolniczych na potrzeby państw członkowskich RWPG.

Szybki rozwój agrolotnictwa w Polsce rozpoczął się od przejęcia go przez przemysł, który stwarza po temu odpowiednie warunki. Wraz z dynamicznym wzrostem usług agrolotniczych zmienił się również profil i układ procentowy poszczególnych zabiegów (tabl. 2). Dominujące w pierwszych latach zabiegi ochrony roślin zostały następnie zdystansowane przez nawożenie i przewaga ta utrzymuje się do chwili obecnej, poza okresowym zwalczaniem brudnicy mniszki, która w latach 1980-1983 wystąpiła w nie notowanym dotychczas nasileniu. Zgłaszane zapotrzebowanie użytkowników na odpowiednie usługi agrolotnicze pozwala Wytwórni na bardziej optymalne prognozowanie produkcji nowego i doskonalenia istniejącego sprzętu i aparatury wysiewającej lub opryskującej.

Włączenie techniki lotniczej do prac rolniczych i leśnych spowodowało zainteresowanie się tą dziedziną pod względem naukowo-badawczym i kształcenia kadr specjalistów agrolotnictwa. Z tych głównie względów w 1977 r. w Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie utworzono Instytut Agrolotnictwa, wywodzący się z dotychczasowego Zespołu Badawczego Technologii Agrolotniczych. Obecnie funkcjonuje on jako Ośrodek Agrolotnictwa. Jako jedyna w Polsce wyspecjalizowana jednostka prowadzi badania z zakresu oceny sprzętu i aparatury agrolotniczej oraz technologii prac agrolotniczych. Prowadzi również zajęcia dydaktyczne. W Akademii Rolniczej w Szczecinie prowadzone są prace z zakresu technologii prac załadunkowych na lądowisku roboczym.

Ośrodek Agrolotnictwa Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie organizuje, wspólnie z WSK PZL-Warszawa-Okecie, Mielec, Swidnik oraz Instytutem Lotnictwa w Warszawie, seminaria nt. „Problematyka badań agrolotniczych”. Kolejne IX seminarium odbędzie się w 1986 r. Na seminariach spotykają się przedstawiciele nauki, przemysłu, lotnictwa rolniczego i praktyki rolniczej i leśnej. Wymiana doświadczeń prowadzi do dalszego doskonalenia jakości wykonywanych zabiegów agrolotniczych.

W dziesiątkach przedsiębiorstw rolnych samolot czy śmigłowiec rolniczy wszedł na stałe w skład parku maszynowego jako wysokowydajny sprzęt wykonujący pracę z powietrza. Np. w 1984 r. zostało podpisanych łącznie 225 umów o wynajem rolniczych statków powietrznych przez Państwowe Gospodarstwa Rolne, przy czym w 84% były to umowy czarterowe lub półczarterowe.

Duży dorobek mają polskie usługi agrolotnicze wykonywane poza granicami kraju.

Ogólne osiągnięcia w dziedzinie agrolotnictwa przyczyniły się do tego, że w ostatnich latach Polska była gospodarzem dwóch międzynarodowych konferencji poświęconych problemom agrolotnictwa:

— w 1978 r. odbyło się w Warszawie seminarium Europejskiej Komisji Gospodarczej ONZ „Aero-Agro”,

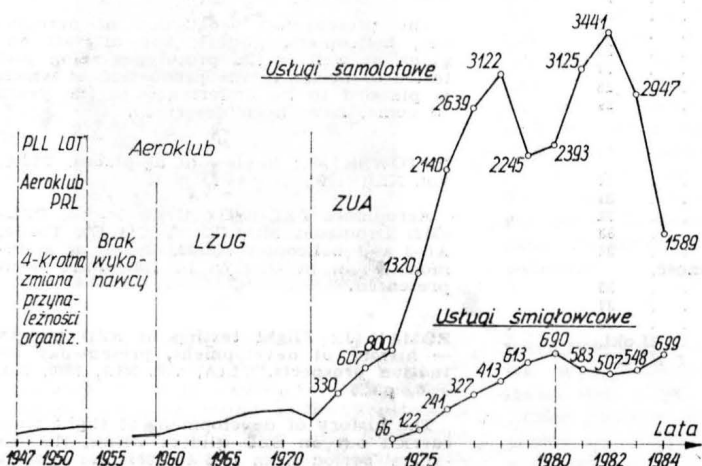
— w 1985 r. odbyła się w Olsztynie V Naukowo-Praktyczna Konferencja Państw-Członków RWPG, podsumowująca dorobek poprzedniego okresu i wytyczająca kierunki stosowania agrolotnictwa w następnych latach.

LITERATURA

1. F. BORODZIK, H. KAMINSKI, J. KRĘŻALEK: Lotnictwo gospodarcze. WKiŁ, Warszawa, 1969 r., s. 284
2. L. ROGALSKI: Wybrane zagadnienia z technologii prac agrolotniczych. Skrypty AR-T Olsztyn, 1985 r., s. 289
3. M. SKRODZKI: Instytut Agrolotnictwa Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie w świetle 10-lecia swojej działalności. Problematyka Badań Agrolotniczych AR-T Olsztyn, 1981 r., s. 3+14
4. A. ZURAŃSKI: Pierwsze samoloty rolnicze w Polsce i ich urządzenia. TLiA nr 8, 1978 r., s. 36+40

TABLICA 1. Wykaz rolniczych statków powietrznych i ich wykorzystanie w rolnictwie krajowym w latach 1980-1984

	1980 r.	1981 r.	1982 r.	1983 r.	1984 r.
An-2R	160	149	151	178	184
PZL-106 Kruk	7	5	6	16	22
PZL-M18 Dromader	2	4	7	6	4
PZL-101 Gawron	2	2	2	—	—
Samoloty razem	171	160	166	200	210
Liczba pracujących w kraju:					
— samolotów	142	108	97	164	178
— śmigłowców	37	31	23	22	36
Liczba wylatanych godzin:					
— samolot	48 472	47 522	36 314	35 901	39 050
— śmigłowiec	11 470	9 579	5 566	6 182	10 980
Średni natęt w h na:					
— samoloty	341	440	374	218	219
— śmigłowce	310	309	242	281	305
Średnia powierzchnia rzeczywista (w ha) obsłużona przez:					
— samolot	13 505	13 171	11 064	8 175	8 310
— śmigłowiec	21 322	17 504	14 903	17 798	19 428
Średnia wydajność w ha/h lotu:					
— samoloty	36,9	30,2	29,5	37,5	37,9
— śmigłowca	56,0	56,0	61,8	61,7	63,6



Rys. 4. Rozwój usług agrolotniczych w Polsce i wielkość obsłużonej powierzchni rzeczywistej w rolnictwie i leśnictwie (w tys. ha)

-101, jak i An-2 przez wiele lat eksploatowano w kraju i poza jego granicami. PZL-101 Gawron został już zastąpiony nowymi konstrukcjami, natomiast An-2 w dalszym ciągu jest podstawowym samolotem rolniczym, mimo rozpoczęcia w kraju seryjnej produkcji typowo rolniczych polskich samolotów tzw. „nowej generacji”, jak PZL-106 Kruk i PZL-M18 Dromader. Obecnie są one produkowane w różnych wersjach. Wykaz rolniczych statków powietrznych

TABLICA 2. Struktura prac agrolotniczych wykonywanych przy użyciu samolotów rolniczych, %

Rodzaj zabiegu	1965 r.	1970 r.	1975 r.	1976 r.	1977 r.	1978 r.	1979 r.	1980 r.	1981 r.	1982 r.	1983 r.	1984 r.
Nawożenie upraw	6,5	10,7	65,1	78,6	89,8	85,0	83,0	76,8	45,4	24,4	29,1	72,4
Ochrona roślin	88,2	79,4	24,7	10,8	4,4	5,2	4,4	4,8	4,8	5,3	16,9	19,6
Nawożenie lasów	—	2,2	12,5	7,9	4,7	6,4	5,2	0,6	—	—	—	—
Ochrona lasów	4,3	5,5	0,3	0,2	0,3	1,8	6,7	16,0	47,7	68,8	54,5	6,6
Inne	1,0	2,2	1,4	2,5	0,8	1,6	0,7	1,8	2,1	1,5	0,5	1,4
Ogółem	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI/CONTENTS

J. Kręzlewicz: 15 lat PEZETEL/15 years of PEZETEL	1
A. Glass: Polski przemysł lotniczy u progu nowej 5-latkii/Polish aircraft industry at the beginning of the new 5-year plan	3
PROTOTYPY: PZL-130T Orlik Turbo	7
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Śmigłowce	12

KARTOTEKA TLiA

PZL-130 Orlik (Eaglet)	13
PZL-106BT-601 Turbo Kruk	14
PZL-106BT-601 Turbo Kruk	15
An-28	17
An-28	18
PZL Kania/Kitty Hawk	19
SZD-50-3 Puchacz	20
PZL Sokół	22
SZD-51-1 Junior	24
PZL KR-03 Puchatek	25
PZL KR-03 Puchatek	27
ULS PW-2 Gapa	28
ULS PW-2 Gapa	29

PROJEKTY — PROTOTYPY

SZD-48-3M Brawo	31
PZL-140 Gąsior	31
An-3M	32
P. Butowski: Przegląd samolotów rolniczych	33
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	34
J. Roman: Próby w locie szybowców SZD — dzieje rozwoju, współczesność, perspektywy (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	35
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	37
L. Rogalski: 60-lecie agrolotnictwa w Polsce	38
Adresy wytwórni lotniczych	II okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Śmigłowce PZL Sokół — rys. K. Cieślak

GLASS A.: Polski przemysł lotniczy u progu nowej 5-latkii. TLiA, t. XLI, 1986, nr 4÷5, s. 3

Przedstawiono współczesną produkcję samolotów, śmigłowców, szybowców i silników oraz prototypy znajdujące się w próbach i projektowaniu, których produkcja ma być podjęta w najbliższych latach.

BUTOWSKI P.: Przegląd samolotów rolniczych. TLiA, t. XLI, 1986, nr 4÷5, s. 33

Przedstawiono samoloty PZL-106BT Kruk Turbo, PZL-M21 Dromader Mini, Z-37T Cmelak Turbo, An-3 oraz śmigłowiec Ka-32 zaprezentowane na pokazie w Olsztynie w 1985 r.

ROMAN J.: Próby w locie szybowców SZD — dzieje rozwoju, współczesność, perspektywy. TLiA, t. XLI, 1986, nr 4÷5, s. 35

Przedstawiono dzieje rozwoju prób w locie szybowców SZD w czterdziestolecie 1946÷1985, stosowane metody pomiarów oraz zamierzenia na najbliższą przyszłość.

ROGALSKI L.: 60-lecie agrolotnictwa w Polsce. TLiA, t. XLI, 1986, nr 4÷5, s. 38

Przedstawiono zarys rozwoju polskiego agrolotnictwa w latach 1925÷1985 oraz jego stan w latach osiemdziesiątych.

CONTENTS

GLASS A.: Polish aircraft industry at the beginning of the new 5-year plan. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 4÷5, p. 3

The present-day production of aeroplanes, helicopters, gliders, and aircraft engines, as well as the prototypes being just tested or designed, the production of which is planned to be undertaken in the years to come, have been described.

BUTOWSKI P.: Review of ag-planes. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 4÷5, p. 33

Aeroplanes PZL-106BT Kruk Turbo, PZL-M21 Dromader Mini, Z-37T Cmelak Turbo, An-3 and helicopter Ka-32, shown at a demonstration in Olsztyn in 1985, have been presented.

ROMAN J.: Flight testing of SZD gliders — history of development, present-day situation prospects. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 4÷5, p. 35

The history of development of flight tests carried out on SZD gliders within the 40-years' period from 1946 to 1985, the applied measurement methods, and plans for the foreseeable future, have been presented.

ROGALSKI L.: 60 years of activity of the agricultural air service in Poland. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 4÷5, p. 38

Development of Polish agricultural air service in the years 1925÷1985 has been outlined and its situation in 1980's has been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Polnische Flugzeugindustrie vor dem neuen Fünfjahresplan. TLiA, XLI Jhrg. 1986, H. 4÷5, S. 3

Es werden die gegenwärtige Produktion von Flugzeugen, Hubschraubern, Segelflugzeugen und Flugmotoren sowie die in Erprobung und Entwerfen befindlichen Prototypen vorgestellt, deren Herstellung in den nächsten Jahren aufgenommen wird.

BUTOWSKI P.: Übersicht über die Agrarflugzeuge. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 4÷5, S. 33

Es werden die 1985 in Olsztyn vorgeführten Flugzeuge PZL-106 BT Kruk Turbo, PZL-M21 Dromader Mini, Z-37 T Cmelak Turbo, An-3 sowie der Hubschrauber Ka-32 dargestellt.

cd. na s. 32



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0158-1300/86. Nakład 8200 egz.

Papier druk. IV kl. 80 g. P-80
Prenumerata roczna zł 1200.—

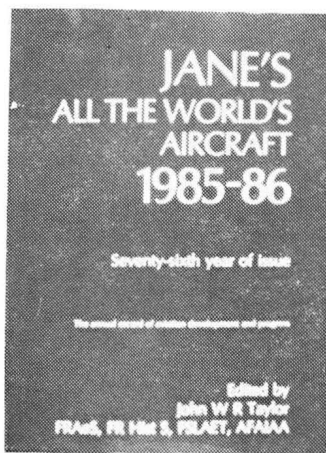
Cena nru 4—5 zł 150.—
Cena pojedynczego egzemplarza zł 100.—

INDEKS 37909

KSIAZKI LOTNICZE

TAYLOR J. W. R.: *Jane's All the World Aircraft 1985—1986*. Jane's, London 1985, s. 980. Cera £ 64.—

Wydawany od 76 lat rocznik lotniczy „Samoloty świata” zawiera pełny przegląd ponad 2000 typów i wersji samolotów, śmigłowców, szybowców, motoszybowców, lotni, balonów, sterowców, celów latających, lotniczych pocisków raketowych oraz silników lotniczych budowanych wspólnie na całym świecie. Produkcję lotniczą prowadzą obecnie 44 kraje na świecie, z tego część — licencyjną. Samoloty opisane są w trzech rozdziałach: samoloty budowane przez przemysł, samoloty amatorskie i samoloty ultralekkie. Opisy samolotów są uporządkowane wg krajów i nazw wytwórni. Każdy opis zawiera krótkie dzieje rozwoju konstrukcji, opis techniczny wraz z danymi technicznymi, fotografie i często-kroć rysunek w trzech rzutach ewentual-



nie z dodatkowym rzutem bocznym najnowszej wersji. Wśród opisów polskich samolotów znajdują się m.in.: Orlik, Sokół, An-28 i Iskierka, wśród opisów konstrukcji radzieckich: An-3, An-121, Il-20 (patrolowa odmiana Il-18), Il-96, Il-114, Ka-27, Ka-32, Ka-126, MiG-29, MiG-31, Mi-14, Mi-17, Mi-26, Mi-28, Su-22, Su-24, Su-25, Su-26, Su-27 i Tu-204. Wśród konstrukcji amatorskich jest opisany samolot Margańskiego DK-3 i Kasia i dwupłat Parkota, wśród samolotów ultralekkich — dwupłat Ostrowskiego, wśród motoszybowców — Marco J5 Janowskiego, a wśród szybowców m.in. ULS i Puchatek. Bieżący rocznik, jak i poprzednie, jest niezastąpionym źródłem informacji o konstrukcjach lotniczych całego świata.

A.G.

KOPENHAGEN W.: *Sowjetische Jagdflugzeuge*. Transpress, Berlin 1985, s. 184. Cena zł 650.—

„Radzieckie samoloty myśliwskie” to monografia tego tematu wydana w formie albumowej. W książce pokazano rozwój radzieckich samolotów myśliwskich od 1917 r., dzieląc go na rozwój myśliwskiego lotnictwa frontowego, myśliwskiego lotnictwa obrony kraju i myśliwskiego lotnictwa morskiego. Jako główne problemy tego rozwoju przedstawiono: zagadnienie stosowania samolotów myśliwskich jedno- i dwumiejscowych oraz jedno- i dwusilnikowych, rozwój uzbrojenia lotniczego, próby zabierania samolotów myśliwskich przyczepio-



nych do bombowców, stosowane szyki w walce, metodę tar nowania, rozwój odrzutowych samolotów myśliwskich oraz rozwój myśliwców morskich, w tym pionowego startu.

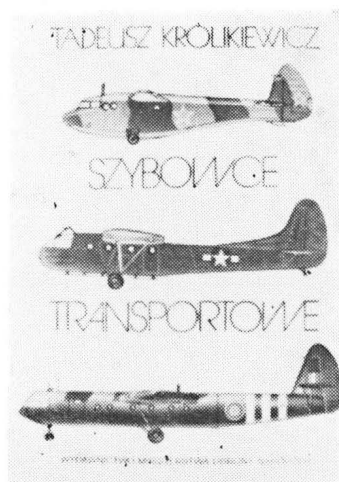
Ponad połowa książki — to opisy 49 najważniejszych typów samolotów myśliwskich używanych w latach 1917÷1985 przez lotnictwo radzieckie. Zawierają one dość dokładnie przedstawione dzieje każdego typu samolotu, krótkie dane techniczne, fotografie i nieduży rysunek w trzech rzutach. Zostały pokazane samoloty Morane, Spad, Nieuport i in. używane w latach 1917÷1923, Fokker z lat dwudziestych, myśliwce od I-3 po I-153 z lat trzdziestych, samoloty II wojny światowej, a wśród nich Hurricane, Spitfire, Kittyhawk i Air-cobra oraz samoloty okresu powojennego i współczesne po MiG-25, Jak-26 i Su-15. Na barwnych planszach pokazano melowanie ponad 20 samolotów. Książka jest wydana starannie, ilustracje są na dobrym poziomie.

A.G.

KROLIKIEWICZ T.: *Szybowce transportowe*. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1985, s. 260. Cena zł 220.—

Choć pierwsze szybowce transportowe pojawiły się na początku lat trzydziestych, a ostatnie wyszły z użycia na początku lat pięćdziesiątych — faktyczne dzieje użycia tych szybowców zamykają się w pięcioleciu 1940÷1945. Pojawienie się śmigłowców wyeliminowało szybowce z wojska.

Pierwsza połowa książki przedstawia rozwój konstrukcji szybowców transportowych w Związku Radzieckim, USA, Wlk. Brytanii, Niemczech, Japonii i innych krajach



oraz daje przegląd ich konstrukcji. Pozwala ona zapoznać się z konstrukcją i dziejami wszystkich zbudowanych typów szybowców transportowych, w tym też najbardziej znanych: A-7, Horsa, CG-4A, DFS-230 i Go-242. Przedstawiono też metody startu i holowania szybowców oraz ich wersje motoszybowcowe, a także sprzęt wojskowy transportowany szybowcami.

W drugiej połowie książki zamieszczono opisy użycia szybowców w działaniach wojennych od pierwszego desantu na fort Eben Emael w Belgii w 1940 r. po desant pod Arnhem i podczas przekraczania Renu pod Wesel. Przedstawiono też mniej znane akcje lądowania na Sycylii, użycie szybowców w Birnie oraz użycie szybowców przez Armię Radziecką. Mimo ukazania się za granicą kilku książek na ten temat (głównie po angielsku), żadna nie dawała tak pełnego obrazu rozwoju i użycia szybowców transportowych.

A.G.

SCHMITT G.: *Fliegende Kisten, von Kitty Hawk bis Kiew*. Transpress, Berlin 1985, s. 192. Cena zł 895.—

Tytuł książki „Latające pudła” sygnalizuje, iż zawiera ona dzieje i opisy pionierskich samolotów z lat 1903÷1914. Książka jest udaną próbą przedstawienia głównych konstrukcji lotniczych tego okresu



przez pokazanie dorobku 27 najbardziej znanych konstruktorów samolotów grupując ich wg krajów. Są nimi z USA: bracia Wright i Curtiss, z Francji: Santos-Dumont, bracia Voisin, bracia Farman, Blériot, Levavasseur, Nieuport, Deperdussin, z Wlk. Brytanii: Phillips, Cody, Dunne, A. V. Roe (Avro), de Havilland, Handley Page, Sopwith, z Austrii: Etrich, Pischhof i Lohner, z Rosji: Grigorowicz i Sikorski, z Niemiec: Ellehammer (Duńczyk), Dornier, Grade, Euler, Hanusche i Rumpler. Tekst jest bogato ilustrowany, rysunki samolotów są w dużym formacie, bardzo szczegółowe. Z 47 rysunków 16 jest barwnych. Rozdział wstępny zawiera informacje o projekcjach Leonardo da Vinci, Hensona i innych oraz o próbach wlotu podejmowanych przed braćmi Wright przez Mozańskiego, Maxima, Kressa, Lilienthala, Adera, Jatho i Weisskopfa. Książka jest zaopatrzona w index nazwisk i wytwórni lotniczych oraz interesującą bibliografię. Książka została wydana w dużym albumowym formacie i ma staranną szatę wydawniczą. Jest to udana pozycja, choć nie wyczerpuje tematu, gdyż pokazuje tylko najbardziej znane samoloty.

A.G.



PZL-130 ORLIK

New generation advanced trainer

Fot. L. Zielaskowski

- Maximum speed 380 km/h
- Normal useful load 350 kg, maximum load 550 kg
- M-14Pm 360 hp radial engine of low average fuel consumption
- A cockpit compatible in dimensions and layout to the advanced jet trainer
- Jet-like flying qualities
- Full aerobatics and inverted flight capabilities
- Outstanding manoeuvrability, reliability and safety
- Five-point harnesses
- Total accessibility of all systems ensure easy and efficient maintenance
- Two external stores underwing hardpoints provided



58 YEARS OF EXPERIENCE

MANUFACTURER:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Warszawa-Okęcie

Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
Phone: 46-00-31, 46-11-73, Cable: Owuska, Telex: 814649

EXPORTER:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, POBox 6, Poland

Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzplp

PEZETEL
POLAND